



**Уральский
федеральный
университет**

имени первого Президента
России Б.Н.Ельцина

**Институт радиоэлектроники
и информационных
технологий — РТФ**

С. Н. ДМИТРИЕВ

СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Лабораторный практикум



Министерство науки и высшего образования
Российской Федерации
Уральский федеральный университет
имени первого Президента России Б. Н. Ельцина

С. Н. Дмитриев

СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Лабораторный практикум

Рекомендовано методическим советом
Уральского федерального университета
для студентов вуза, обучающихся по направлениям
11.03.02 — Инфокоммуникационные технологии
и системы связи, 11.05.01 — Радиоэлектронные
системы и комплексы

Екатеринбург
Издательство Уральского университета
2019

УДК 621.396.946(075.8)

ББК 32.884.1я73

Д53

Рецензенты:

кафедра общепрофессиональных дисциплин технических специальностей, Уральский технический институт связи и информатики (филиал) ФГБОУ «Сибирский государственный университет телекоммуникаций и информатики» (зам. завкафедрой канд. техн. наук, доц. *Н. В. Будылгина*);

д-р физ.-мат. наук, проф. *А. Д. Ивлиев* (МАОУ ВО «Российский государственный профессионально-педагогический университет»)

Научный редактор — канд. техн. наук, проф. *Д. В. Астрецов*

На обложке использовано изображение с сайта <https://goo.gl/D2pShw>

Дмитриев, С. Н.

Д53 Системы спутниковой связи : лабораторный практикум / С. Н. Дмитриев. — Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та, 2019. — 76 с.

ISBN 978-5-7996-2597-9

Практикум является руководством к выполнению лабораторных работ, содержит краткие теоретические сведения и задания на лабораторные исследования, также приведены требования к оформлению отчетов.

Библиогр.: 9 назв. Табл. 1. Рис. 21.

УДК 621.396.946(075.8)

ББК 32.884.1я73

ISBN 978-5-7996-2597-9

© Уральский федеральный университет, 2019

Список сокращений

Русские сокращения

АЗ-УМ	азимутально-угломестная подвеска
ВЭНО	высокоэллиптическая наклонная орбита
ГКНПЦ	Государственный космический научно-производственный центр
ГЛОНАСС	глобальная навигационная система связи
ДН	диаграмма направленности
ЗР	зона радиовидимости
ИСЗ	искусственный спутник Земли
КО	космический объект
ОГ	орбитальная группировка
ОЗР	обобщенная зона радиовидимости
ОПУ	опорно-поворотное устройство
ПСТ	подспутниковая точка
РЛС	радиолокационная станция
СПСС	система персональной спутниковой связи
СС	станция сопряжения
ССС	система спутниковой связи
ТП	трасса полета
ТФОП	телефонные системы общего пользования
УМ-УМ	угломестно-угломестная подвеска
ЭКВ	экваториальная подвеска

Английские сокращения

AMPS	Advanced Mobile Phone Service перспективная подвижная радиотелефонная служба
GEO	Geosynchronous Earth Orbit геостационарная орбита
GOCC	Ground Operations Control Center центр управления наземной сетью
GSM	Global System for Mobile communications глобальная система подвижной связи
HEO	High Elliptical Orbit высокоэллиптическая орбита
IS-95	Interim Standard временной стандарт
LEO	Low Earth Orbit низкая околоземная орбита
MEO	Medium Earth Orbit средневысотная орбита
MXU	Mobile Exchange Unit мобильная телефонная станция
SOCC	Satellite Operations Control Center центр управления и контроля орбитальной группировкой

Предисловие

Построение систем спутниковой связи (ССС) состоит в использовании методов наземной сотовой связи, но с размещением ретрансляторов базовых станций в космическом пространстве. Несомненные преимущества СССР — большая пропускная способность, глобальность действия и высокое качество связи — обусловили интенсивное развитие СССР. Конфигурация СССР существенно зависит от типа искусственного спутника Земли (ИСЗ), вида связи и параметров земных станций. Для построения СССР используются в основном три разновидности ИСЗ: на низковысотной, геостационарной и высокой эллиптической орбитах.

Коренные преобразования в области спутниковой связи произошли в начале 90-х годов XX века и были обусловлены тремя факторами:

- ◇ коммерциализацией космических программ, связанной с переносом передовых военных технологий в коммерческие программы;
- ◇ использованием ИСЗ, находящихся на низко- и средневысотных орбитах, для связи с подвижными объектами, что позволило не только решить проблему перегруженности геостационарных орбит, но и существенно расширить сферу телекоммуникационных услуг, а именно обеспечить пользователей глобальной персональной связью с помощью терминала типа «трубка в руке»;
- ◇ повсеместным переходом на цифровую связь с использованием современных компьютерных технологий и быстрым ростом услуг сети Internet, в связи с чем возник-

ла острая необходимость в обмене высокоскоростными потоками информации, а также мультимедийной информацией.

Тематика лабораторных работ полностью охватывает наиболее важные разделы дисциплины:

1. Инфраструктура и принципы построения систем спутниковой связи.
2. Принципы построения космического сегмента: типы и выбор параметров орбит.
3. Принципы построения земного сегмента: состав и назначение его элементов, особенности антенн земных станций спутниковой связи, системы наведения луча.
4. Принципы построения пользовательского сегмента.

Теоретические сведения о тематике лабораторной работы размещены в описании к каждой лабораторной работе. Такое расположение теоретической части автор посчитал более целесообразным и удобным для изучения, чем выделение ее в общий теоретический раздел, непосредственно не связанный с конкретной лабораторной работой.

Общие требования при прохождении лабораторного практикума

Целью лабораторного практикума по дисциплине «Системы спутниковой связи» является экспериментальная проверка основных теоретических положений по отдельным разделам дисциплины.

Выполнение каждой работы разделяется на три этапа:

- ♦ домашняя подготовка;
- ♦ выполнение экспериментальных, вычислительных и оформительских работ в лаборатории;
- ♦ подготовка отчета по лабораторной работе и его защита.

1. Домашняя подготовка

В процессе домашней подготовки студент должен изучить теоретический материал, относящийся к данной лабораторной работе, выполнить домашнее задание, продумать порядок проведения лабораторной работы.

2. Лабораторное занятие

На первом лабораторном занятии студенты знакомятся под расписку с правилами техбезопасности при выполнении работ в компьютерном классе.

Непосредственному выполнению лабораторной работы предшествует коллоквиум. Коллоквиум проводится для проверки качества подготовки студентов к работе по перечню контрольных вопросов, приведенных в указаниях к каждой конкретной работе. При недостаточной подготовке студенты к выполнению работы не допускаются.

Порядок проведения экспериментов приведен в указаниях к каждой конкретной работе. Экспериментальная часть работы считается выполненной после утверждения преподавателем черновика отчета. После окончания работы студент должен привести в порядок свое рабочее место.

3. Составление и защита отчета

Отчеты выполняются на отдельных листах писчей бумаги формата А4. Конкретные требования к содержанию отчета приведены в указаниях к каждой работе. Особое внимание при составлении отчета необходимо уделить выводам. Выводы должны быть **не констатирующими**, а подробно объясняющими полученные результаты экспериментальных исследований с сопоставлением их с теоретическими положениями. На проверку отчет должен быть представлен к концу текущего занятия или к началу следующего.

Зачет по лабораторной работе выставляется после принятия преподавателем оформленного отчета и его успешной защиты.

Лабораторная работа № 1. Исследование характеристик высокоэллиптических наклонных орбит

Цель работы. Лабораторная работа посвящена изучению особенностей обслуживания территорий при использовании высокоэллиптических наклонных орбит в ССС. Особое внимание уделено орбите типа «Молния».

1. Классификация орбит

Любая система спутниковой связи включает в себя:

- ◇ космический сегмент, состоящий из нескольких спутников-ретрансляторов (десятков штук);
- ◇ наземный сегмент;
- ◇ пользовательский (абонентский) сегмент, осуществляющий связь с помощью персонального спутникового терминала.

Космический сегмент образован орбитальной (космической) группировкой (ОГ). Структуры ОГ классифицируются по следующим признакам [1]:

- ◇ параметры орбит;
- ◇ структура орбитальных плоскостей;
- ◇ зона обслуживания;
- ◇ вероятностно-временные характеристики.

Среди классификационных признаков структур ОГ наиболее важное значение имеет такой признак, как параметры орбит. К ним относятся: эксцентриситет, наклонение и высота. Именно по этим параметрам далее приводится классификация орбит.

Путь, по которому движется ИСЗ в процессе полета, называется орбитой (траекторией). Траектория движения ИСЗ в общем случае является кривой второго порядка — коническим сечением. Наибольшее распространение получила форма записи траектории движения ИСЗ в орбитальной полярной системе координат:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}, \quad (1.1)$$

где p — фокальный параметр; e — эксцентриситет орбиты; ϑ — истинная аномалия, отсчитываемая между направлениями на перигей и ИСЗ в сторону движения ИСЗ.

1.1. По эксцентриситету

Эксцентриситет e определяет форму орбиты, т. е. характер траектории. В зависимости от значения эксцентриситета различают следующие орбиты:

- $e = 0$ — круговая;
- $e = 1$ — параболическая;
- $0 < e < 1$ — эллиптическая;
- $e > 1$ — гиперболическая.

Параболические и гиперболические орбиты являются незамкнутыми и используются при полете космических аппаратов к дальним космическим объектам. В системах связи через ИСЗ используются круговые и эллиптические орбиты (круговые — частный случай эллиптических).

Пользуясь известными из аналитической геометрии свойствами эллипса и учитывая, что центр притягивающего тела расположен в одном из фокусов эллиптической орбиты, запишем ряд соотношений для определения геометрических размеров орбиты (рис. 1.1).

1.2. По наклонению

Наклонение орбиты i — это угол между плоскостями орбиты и экватора. Отсчитывается в восходящем узле против движения часовой стрелки от восточного (относительно узла) направления на экваторе. Величина угла изменяется в пределах $0 \leq i < 180^\circ$. Если $i < 90^\circ$, то наклонение называется прямым (движение спутника совпадает с направлением вращения Земли).

Если $i > 90^\circ$, то наклонение называется обратным. Орбиты, используемые в спутниковой связи, в зависимости от наклонения подразделяются на полярные, экваториальные и наклонные. Рассмотрим их особенности.

Полярные орбиты ($i = 90^\circ$)

Полярная орбита обеспечивает зону радиовидимости (ЗР) периодически на всей поверхности земного шара. Для связи имеет смысл использовать только круговые орбиты, что связано со стабильностью ЗР. Действительно, скорость вращения линии апсид (фокальной оси), вызванного возмущениями, пропорциональна величине $(5\cos^2 i - 1)$ и при $i = 90^\circ$ — максимальна [2], что в случае эллиптической орбиты приводит к резкому изменению ЗР в процессе существования ИСЗ.

Основная трудность реализации полярных орбит — большие энергетические затраты на выведение ИСЗ на орбиту, поскольку требуется скомпенсировать собственное вращение Земли. Ввиду этого они в системах с непосредственной (прямой) ретрансляцией, требующих большого количества ИСЗ, применения не нашли. Такие орбиты используются в глобальных системах с переносом информации, так как позволяют обеспечить связь для любой широты земного шара. Наибольшее распространение полярные орбиты получили в системах картографирования земной поверхности.

Экваториальные орбиты ($i = 0^\circ$)

Орбитальная плоскость таких орбит совпадает с плоскостью земного экватора. Экваториальные орбиты предназначены для обслуживания областей вблизи экватора.

Для систем связи наибольший интерес представляет стационарная орбита (более подробно — в п. 1.3).

Наклонные орбиты ($i \neq 0^\circ$, $i \neq 90^\circ$)

Выбор наклонения орбиты зависит от географического расположения районов, в которых должна обеспечиваться связь. Существует зависимость между i , h и максимальной широтой φ_{\max} зоны обслуживания на поверхности Земли, на которой земной пункт еще будет попадать в ЗР ИСЗ. Для круговой орбиты эта зависимость определяется выражением [2]:

$$\varphi_{\max} = i + \theta = i + \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + h} \cos \beta_{\min}\right) - \beta_{\min}, \quad (1.8)$$

где θ — угловой размер ЗР (более подробно — в п. 1.3); β_{\min} — минимальный угол места наблюдения ИСЗ; $R_3 = 6371,21$ км — средний радиус Земли.

Для системы связи глобального охвата, т. е. системы, обеспечивающей пребывание ИСЗ в течение некоторого времени в ЗР по всей поверхности Земли, включая и полюса, $\varphi_{\max} = 90^\circ$. При этом связь между i и h (для $i > \beta_{\min}$) следует из выражения (1.8):

$$h \geq \frac{R_3 \cos \beta_{\min}}{\sin(i - \beta_{\min})} - R_3. \quad (1.9)$$

Если выражение (1.9) записать относительно наклонения i , то в зависимости от заданной высоты h будет выбираться наклонение.

Среди высоких круговых орбит большое значение имеют суточные синхронные с периодом, равным звездным суткам (с точностью до поправки на прецессию). ИСЗ на такой орбите половину суток находится в северном полушарии, половину — в южном. Достоинство этих орбит — значительные ЗР в обоих полушариях. Три ИСЗ, последовательно перемещающиеся по трассе полета (ТП), обеспечивают зону круглосуточной радиовидимости на территории, соизмеримой с территории-

ей России. Суточные синхронные орбиты могут использоваться для глобальной системы связи, т. к. в ЗР попадают все широты земного шара. Однако при этом требуется большое количество ИСЗ, а связь может осуществляться только с переретрансляцией.

Дополнительное преимущество наклонных орбит — меньшие затраты на вывод спутника на орбиту по сравнению с геостационарными и полярными.

Для создания систем связи с непосредственной ретрансляцией наиболее удобными являются высокоэллиптические синхронные орбиты.

1.3. По высоте

От высоты орбиты h в рассматриваемый момент времени зависит размер зоны обслуживания на поверхности Земли конкретным ИСЗ. Размер ЗР зависит также и от минимально допустимого угла места наблюдения ИСЗ β_{\min} . При заданных β_{\min} и h размер ЗР может быть определен либо площадью на поверхности Земли S , либо центральным углом θ — угловым размером ЗР.

Угол θ определяется следующим образом. На рис. 1.2 показаны геометрические соотношения, характеризующие положение ИСЗ относительно земной станции (точка B), расположенной на границе ЗР. Спутник наблюдается из точки B под минимально допустимым углом места β_{\min} . Точка C является подспутниковой точкой (ПСТ) — точкой пересечения радиус-вектора ИСЗ с поверхностью Земли. Точка O — притягивающий центр.

Из рис. 1.2 следует:

$$\frac{OA}{R_3 + h} = \cos(\theta + \beta_{\min}), \quad \frac{OA}{R_3} = \cos \beta_{\min}.$$

Исключая из выражений OA , получим для θ :

$$\theta = \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + h} \cos \beta_{\min}\right) - \beta_{\min}, \quad (1.10)$$

где h — высота орбиты спутника связи над поверхностью Земли в рассматриваемой точке; $R_3 = 6371,21$ км — средний радиус Земли [2]; β_{\min} — минимальный угол места наблюдения ИСЗ.

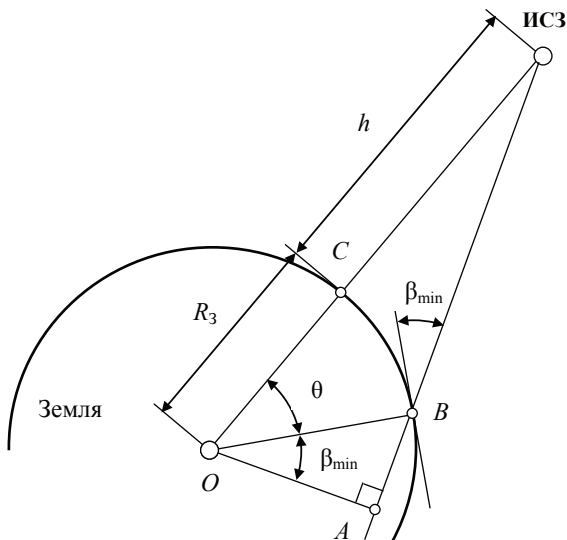


Рис. 1.2. К определению углового размера ЗР

Для множества точек ЗР выполняется условие по углу места:

$$\beta_{\min} \leq \beta \leq \pi/2, \quad (1.11)$$

а центром ЗР является подспутниковая точка.

Площадь ЗР в предположении сферичности Земли находится по формуле:

$$S = 2\pi R_3^2 (1 - \cos \theta), \quad (1.12)$$

а в процентном отношении к площади поверхности Земли S_3 :

$$S_H = \frac{S}{S_3} = \frac{1 - \cos \theta}{2} \cdot 100\%, \quad (1.13)$$

где S_H — нормированная площадь ЗР; $S_3 = 2\pi R_3^2$ — площадь поверхности Земли (следует из уравнения (1.12) при $\theta = 180^\circ$).

Зависимости θ и S_H от высоты h для различных значений β_{\min} приведены на рис. 1.3.

Из графиков следует, что существенное увеличение размеров ЗР происходит с ростом высоты орбиты до 30–35 тыс. км. Начиная с высоты примерно 50 тыс. км, дальнейшее увеличение высоты полета ИСЗ практически не приводит к сколько-нибудь ощутимому увеличению размера зоны.

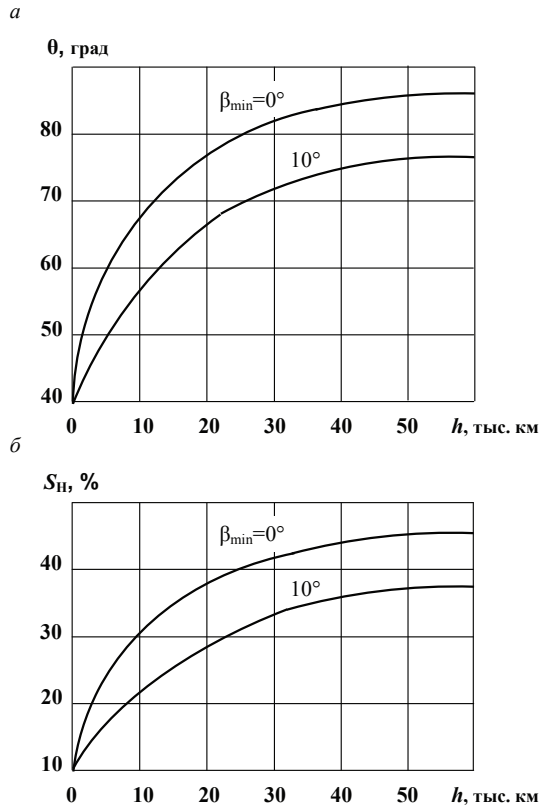


Рис. 1.3. Зависимость размера ЗР от высоты орбиты:

a — угловой размер; *б* — нормированная площадь

Круговые орбиты, используемые на практике, в зависимости от высоты подразделяются на геостационарные, средневысотные (5–15 тыс. км) и низковысотные (500–2000 км). Дадим им краткую характеристику.

Геостационарная орбита (GEO — geosynchronous earth orbit)

Стационарной называется круговая экваториальная орбита, для которой вектор угловой скорости движения ИСЗ равен вектору угловой скорости вращения Земли (равенство угловых скоростей по модулю и направлению).

Номинальные параметры стационарной орбиты следующие:

- ◇ эксцентриситет $e = 0$;
- ◇ наклонение $i = 0$;
- ◇ сидерический период обращения ИСЗ $T_c = T_3$,

где $T_3 = 23$ ч 56 мин 04 с — период обращения Земли (звездные сутки).

При таком периоде обращения высота орбиты h должна составлять величину порядка 36 000 км.

Для наблюдателя на поверхности Земли стационарный ИСЗ кажется неподвижным, в результате чего может быть обеспечена круглосуточная связь в пределах ЗР. Один стационарный ИСЗ обслуживает примерно 36 % земной поверхности, а три ИСЗ реализуют глобальную систему связи, обеспечивающую охват практически всей территории Земли. Отличие же реальных параметров от номинальных приводит к тому, что ИСЗ совершает относительно наблюдателя на Земле хотя и незначительные, но довольно сложные движения.

Для установления радиоконтакта с ИСЗ могут быть использованы малоподвижные (неполноповоротные) земные станции слежения, без обзора верхней полусферы, при этом связь через ИСЗ типа GEO не имеет перерывов в обслуживании.

Недостатки стационарных орбит:

- ◇ не обеспечивается обслуживание приполярных областей (высокие широты), поэтому не гарантируется истинно глобальное обслуживание;

- ◇ большая задержка сигнала. Полная задержка сигнала составляет примерно 550—600 мс и складывается из двойной (с учетом ответа) задержки на трассе абонент — ИСЗ — абонент (480 мс) и задержки при различных преобразованиях в аппаратуре (70—120 мс). Для персональной радиотелефонии такие орбиты практически не применяются из-за снижения комфортности разговора даже при современной технике эхоподавления. Стационарные ИСЗ используются в основном для радио- и телевидения;
- ◇ требуются большие энергетические затраты (из-за большой высоты) на выведение ИСЗ на орбиту, особенно если нет стартовых позиций на экваторе.

Срок активного (баллистического) существования таких ИСЗ — 25 лет.

Орбиты средней высоты (МЕО — medium earth orbit)

Высота орбиты выбирается в диапазоне 5—15 тыс. км. В общем случае при выборе высоты орбиты необходимо учитывать опасные воздействия радиационных поясов Ван Аллена. Указанный диапазон соответствует высотам в промежутке между первым и вторым радиационными поясами.

Достоинства средневисотных орбит:

- ◇ ИСЗ наблюдается под достаточно большими углами места, что исключает влияние подстилающей поверхности (деревья, здания и т. д.);
- ◇ расстояние до ИСЗ меньше, чем для орбит типа GEO, поэтому может быть снижен энергетический запас;
- ◇ полная задержка сигнала составляет ~ 80—130 мс, поэтому они могут использоваться в системах радиотелефонии;
- ◇ достаточно высокий орбитальный ресурс ~ 15 лет.

Недостатки средневисотных орбит:

- ◇ время пребывания одного ИСЗ в зоне радиовидимости земной станции составляет ~ 1,5—2 ч;
- ◇ для обеспечения глобального покрытия требуется достаточно большое количество ИСЗ.

Низковысотные орбиты (LEO — low earth orbit)

Диапазон высот орбит типа LEO 500–2000 км. Высокая плотность нижних слоев атмосферы определяет ограничение диапазона снизу. Верхняя граница диапазона соответствует нижней границе первого радиационного пояса Ван Аллена. Орбиты LEO подразделяются на little LEO ($h = 700$ км) и big LEO ($h = 1500$ км).

По энергетическим характеристикам низкие орбиты имеют значительные преимущества по сравнению с другими, но проигрывают им в продолжительности сеанса связи (10–15 мин) и времени активного существования ИСЗ. Примерно 30 % времени спутник находится в тени Земли, поэтому аккумуляторные батареи на борту ИСЗ испытывают ~ 5000 циклов зарядки/разрядки в год. В результате срок их службы не превышает 5–8 лет.

Полная задержка сигнала составляет ~ 20–70 мс, поэтому орбиты типа LEO наиболее предпочтительны для использования в системах радиотелефонии. Для реализации глобальной системы связи требуется большое (несколько десятков) количество ИСЗ.

2. Высокоэллиптические орбиты

Высокоэллиптические орбиты (HEO — high elliptical orbit) представляют собой особый класс орбит, поэтому рассмотрим их более подробно.

2.1. Особенности высокоэллиптических орбит

Основными параметрами, характеризующими вид эллиптической орбиты, являются период обращения спутника вокруг Земли и эксцентриситет — показатель эллиптичности орбиты. Характерной особенностью эллиптической орбиты является

то, что ИСЗ по орбите движется неравномерно — угловая скорость движения ИСЗ в апогее значительно ниже, чем в перигее.

При большом значении эксцентриситета ($e > 0,7$ — высокоэллиптические орбиты) ИСЗ быстро пролетает область перигея и остается практически неподвижным в районе апогея. Тем самым обеспечивается стабильная зона радиовидимости для определенного региона в течение длительного времени. С этой точки зрения высокоэллиптические орбиты являются своеобразной альтернативой орбитам типа ГЕО.

Характеристики используемых в настоящее время эллиптических орбит с большим эксцентриситетом приведены в таблице.

Таблица

Характеристики эллиптических орбит

Показатели	Типы орбит				
	Borealis	Archimedes	«Мол- ния»	«Лопус»	«Тундра»
Период обращения T , ч	3	8	12	14,4	24
Высота апогея h_a , км	7 840	26 737	40 000	46 880	71 250
Высота перигея h_n , км	520	1 000	460	460	460
Эксцентриситет e	0,3466	0,6356	0,7430	0,7724	0,8381

Эллиптические орбиты с низким апогеем, такие как Borealis или Archimedes, предназначены для обеспечения региональной связи. Они выигрывают у орбит с большим эксцентриситетом в энергетических характеристиках, проигрывая им в продолжительности сеансов связи. Для обеспечения непрерывной круглосуточной связи с использованием орбит типа Borealis требуется не менее 8 ИСЗ.

Для создания систем связи с непосредственной ретрансляцией наиболее удобны синхронные высокоэллиптические орбиты.

С точки зрения вывода ИСЗ на орбиту эллиптические орбиты имеют дополнительный энергетический выигрыш по сравнению с круговыми орбитами (при высоте апогея, равной высоте круговой орбиты), поскольку возможен вывод ИСЗ в точку перигея, либо другую, далекую от апогея.

При выборе параметров эллиптических орбит также необходимо учитывать опасные воздействия радиационных поясов Ван Аллена, которые неизбежно пересекает ИСЗ во время своего движения по орбите.

На практике наибольшее распространение получила орбита типа «Молния», поэтому рассмотрим ее характеристики подробнее.

2.2. Высокоэллиптическая орбита типа «Молния»

Орбита типа «Молния» относится к классу синхронных высокоэллиптических наклонных орбит (ВЭНО). Напомним, что синхронными называются орбиты, трассы полета которых повторяются на поверхности Земли. Однако это условие не обеспечивает наблюдение спутника в точке трассы в одно и то же солнечное время (солнечное время — местное время). Орбиты, обеспечивающие стабильную трассу полета на поверхности Земли и неизменное солнечное время прохождения спутника над точками трассы, называются солнечно-синхронными.

В общем случае драконический период обращения синхронной орбиты с учетом поправки на прецессию определяется выражением [2]:

$$T_{\Omega} = \left(\frac{m}{n} + 3 C_{20} R_{\text{Э}}^2 \frac{\cos i}{a^2 (1 - e^2)^2} \right) T_3, \quad (1.14)$$

где m — количество звездных суток, в течение которых ИСЗ совершает n оборотов; $R_{\text{Э}} = 6378,16$ км — экваториальный радиус Земли; $C_{20} = -1098,08 \cdot 10^{-6}$ — безразмерный коэффициент, учитывающий степень полярного сжатия Земли; i — наклонение орбиты; a — большая полуось орбиты; e — эксцентриситет.

тет орбиты; $T_3 = 23$ ч 56 мин 04 с — период обращения Земли (звездные сутки).

Для орбиты «Молния» $m = 1$ и $n = 2$, т. е. ИСЗ совершает два оборота в сутки, поэтому

$$T_{\Omega} = \left(1 + 3 C_{20} R_{\oplus}^2 \frac{\cos i}{a^2 (1 - e^2)^2} \right) \frac{T_3}{2}. \quad (1.15)$$

На рисунке 1.4 показаны изменения истинной аномалии ϑ и высоты орбиты h от времени в течение одного витка.

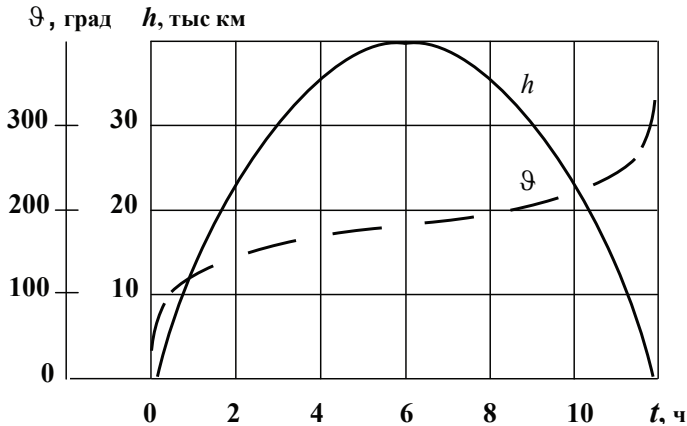


Рис. 1.4. Изменение истинной аномалии ϑ и высоты орбиты h от времени на одном витке орбиты «Молния»

Из рисунка 1.4 следует, что ИСЗ на ВЭНО «Молния» около 9 ч движется на высотах более 20 000 км, что дает достаточно большой размер мгновенной ЗР, и незначительно перемещается по истинной аномалии (примерно на 80°), что *обеспечивает* большой размер обобщенной ЗР (ОЗР), положение которой практически определяется положением *апогея орбиты*.

Поскольку связь обычно осуществляется в районе апогея, то для обеспечения стабильности ЗР необходимо стабилизиро-

вать положение апогея (т. е. линии апсид). В связи с этим можно сразу определить одно из основных требований к эллиптической орбите: $i \approx 63,4^\circ$ ($116,6^\circ$), так как только в этом случае прецессия линии апсид $\Delta\omega$ (изменение аргумента перигея), обусловленная несферичностью Земли, отсутствует.

Преимущество орбиты типа «Молния» состоит в том, что когда ИСЗ находится в верхней части орбиты над северным полушарием, то в зону обслуживания попадает вся территория России, включая высокоширотные районы. При этом один спутник обеспечивает сеанс связи продолжительностью 8–10 ч, а система из 3–4 спутников — глобальную круглосуточную связь [1].

3. Описание программного обеспечения лабораторной работы

Программное обеспечение лабораторной работы ориентировано на выполнение трех заданий:

- ♦ изучение зависимости размера ОЗР от временного интервала между начальной и текущей точками трассы полета;
- ♦ исследование влияния периода обращения ИСЗ на размер ОЗР;
- ♦ исследование влияния параметров орбиты на размер ОЗР.

Главное рабочее окно программы показано на рис. 1.5. Назначение кнопок главного окна следующее.

Кнопка «Изменить» вызывает окно ввода параметров орбиты (рис. 1.6). После задания параметров с нажатием в этом окне кнопки «ОК» осуществляется запуск программы расчета трассы полета ИСЗ и мгновенных ЗР. Точки трассы полета и ЗР отображаются на карте поверхности Земли в динамике.

После окончания расчета трассы полета ИСЗ и ЗР в главном рабочем окне программы появляется поле ввода временного положения ЗР начальной точки с кнопкой «Применить» и поле ввода времени окончания расчета ОЗР с кнопкой «По умолчанию». Временное положение начальной точки можно задать также с помощью движка полосы прокрутки, расположенной в нижней части карты.

ОЗР определяется как общая область двух мгновенных ЗР: начальной точки и текущей, отстоящей от начальной на время Δt . Время окончания расчета ОЗР исходно установлено максимальным — 24 ч. Кнопка «По умолчанию» возвращает исходное время конечной точки расчета.

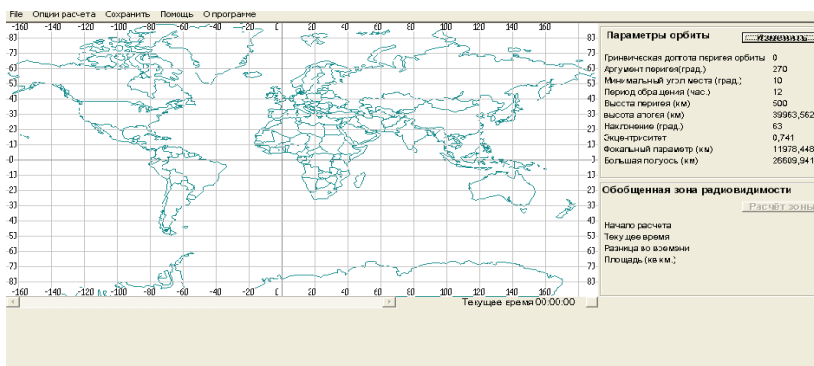


Рис. 1.5. Главное рабочее окно программы

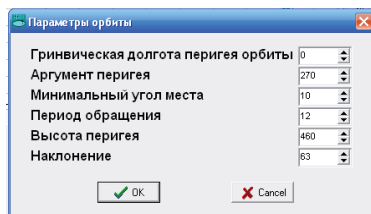


Рис. 1.6. Окно ввода параметров орбиты

Кнопка «Расчет зоны», которая активируется только после окончания расчета трассы полета и ЗР, обеспечивает запуск программы расчета ОЗР и построения графиков зависимости площадей мгновенной ЗР текущей точки и ОЗР от разности времени между начальной и текущей точками трассы полета. По окончании работы программы в нижней части главного рабочего окна добавляется поле графиков (рис. 1.7). С помощью движка полосы прокрутки, расположенной между картой и полем графиков, можно изменять временное положение текущей точки трассы полета. На карте поверхности Земли при этом отображаются мгновенная ЗР текущей точки трассы полета и ОЗР в виде поля красных точек. Поле синих точек характеризует ту часть мгновенной ЗР, которая не принадлежит ОЗР.

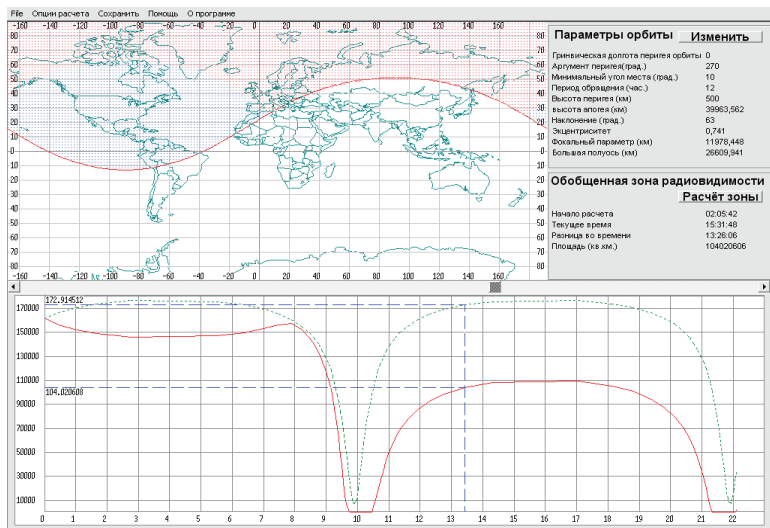


Рис. 1.7. Главное рабочее окно программы с полем графиков

С изменением временного положения текущей точки трассы полета активируется поле «Обобщенная зона радиовидимости», где отображаются:

- ◇ время, начиная с которого будет производиться расчет ОЗР (время выбранной начальной точки на трассе полета);
- ◇ время текущего положения ИСЗ;
- ◇ интервал времени между начальной и текущей точками трассы Δt ;
- ◇ рассчитанная площадь ОЗР для данного момента времени.

Строка контекстного меню главного рабочего окна программы имеет следующую структуру:

Файл

- Задать параметры орбиты
- Выход

Длина оси T

- 6 ч
- 12 ч
- 24 ч

Сравнить

- Карту
- График

Помощь

- Help (rus)

О программе

Пункты меню достаточно очевидны и особых комментариев не требуют. Исключение составляет лишь пункт «Длина оси T », который предназначен для изменения развертки оси времени в тех случаях, когда интервал расчета ЗР менее 6 или 12 ч. Это позволяет более детально проанализировать полученные графики.

4. Расчетное задание

1. Рассчитать и построить график зависимости нормированной площади ЗР S_H от высоты орбиты h (0–60 тыс. км) для $\beta_{\min} = 20^\circ$, $\beta_{\max} = 45^\circ$.

2. Используя данные таблицы, приведенной в п. 2.1 с. 19, рассчитать характеристики (r_n, r_a, a, b, p) эллиптических орбит. Результаты расчета представить сводной таблицей.

5. Задание на лабораторные исследования

5.1. Изучение зависимости размера ОЗР от временного интервала

1. Установить параметры орбиты «Молния» и запустить программу расчета трасс полета ИСЗ и мгновенных ЗР. Проанализировать динамику ЗР.

2. Выбрать в качестве начальной точки точку апогея ($t = 6$ ч). Запустить программу расчета ОЗР и построения графиков зависимости площадей мгновенной ЗР текущей точки и ОЗР от временного интервала. Проанализировать полученные зависимости.

3. Пункт 2 выполнить для двух других начальных точек, выбранных произвольно. Оценить изменение графиков.

5.2. Исследование влияния периода обращения ИСЗ на размер ОЗР

Пункты задания 5.1 выполнить для периода обращения ИСЗ 8 ч и 24 ч. Проанализировать изменение результатов относительно результатов для орбиты «Молния».

5.3. Исследование влияния параметров орбиты на размер ОЗР

1. Снять зависимость максимального значения площади ОЗР от минимального угла места β_{\min} (диапазон $0-45^\circ$).

2. Проанализировать изменение графиков зависимости площадей мгновенной ЗР текущей точки и ОЗР от временного интервала при изменении высоты перигея h_n (диапазон 500–1000 км).

3. Проанализировать изменение графиков зависимости площадей мгновенной ЗР текущей точки и ОЗР от временного интервала при изменении наклона i (диапазон $0-90^\circ$).

4. Проанализировать изменение графиков зависимости площадей мгновенной ЗР текущей точки и ОЗР от временного интервала при изменении аргумента перигея ω (диапазон $0-300^\circ$).

Примечание:

- ◇ По всем пунктам задания 5.3 в качестве исходных устанавливать параметры орбиты «Молния».
- ◇ В качестве начальной точки для расчета ОЗР всегда задавать точку апогея.

6. Требования к отчету

1. Отчет должен содержать цель работы и краткое описание методики проведения эксперимента.

2. В отчете должны быть приведены результаты расчетного задания и экспериментальные результаты в виде таблиц и графиков.

3. По пункту 5.1 задания должно быть объяснено, почему в качестве начальной точки точку необходимо выбирать точку апогея ($t = 6$ часов)?

4. По пункту 5.2 — выводы должны содержать сравнительную характеристику орбит с разным периодом обращения как по размеру ОЗР, так и по времени обслуживания определенной территории.

5. По пункту 5.3 — какие из элементов оказывают наиболее существенное влияние на размер обобщенной зоны радиовидимости.

При формулировании выводов необходимо руководствоваться общими требованиями, изложенными в «Предисловии» (с. 6–7).

7. Контрольные вопросы

1. Каковы особенности движения ИСЗ по высокоэллиптической орбите?
2. В чем состоит преимущество высокоэллиптических орбит по сравнению с круговыми орбитами типа GEO, MEO, LEO?
3. В каких спутниковых системах связи целесообразно использование высокоэллиптических орбит?
4. Почему для эллиптической орбиты кроме эксцентриситета e требуется задание фокального параметра p ?
5. Из каких соображений выбирается аргумент перигея высокоэллиптических наклонных орбит?
6. Что определяет наклонение орбиты?
7. Почему для высокоэллиптических наклонных орбит наклонение следует выбирать близким к критическому $i = i_{кр} \approx 63,4^\circ$ ($116,6^\circ$)?
8. Что понимается под термином «Обобщенная зона радиовидимости»?
9. Дайте определение синхронным и солнечно-синхронным орбитам. Каким образом может быть обеспечена солнечно-синхронность орбит?
10. К какому типу относится орбита «Молния»?
11. Какова может быть длительность сеанса связи через ИСЗ на орбите типа «Молния»?
12. Дайте сравнительную характеристику высокоэллиптических орбит типа Borealis, Archimedes, «Молния», «Лопус», «Тундра».
13. В чем состоит преимущество орбиты «Молния» по отношению к другим?

Лабораторная работа № 2. Исследование характеристик низкоорбитальных группировок ИСЗ

Цель работы. Лабораторная работа посвящена исследованию характеристик низкоорбитальных группировок ИСЗ типа LEO на примере действующих в настоящее время спутниковых систем связи Iridium и Globalstar. В качестве основной характеристики группировок используется связность системы.

1. Общие принципы построения систем спутниковой связи глобального охвата

Идея построения систем персональной спутниковой связи (СПСС) состоит в использовании методов сотовой связи, но с размещением ретрансляторов базовых станций в космическом пространстве. В итоге зона обслуживания базовой станции существенно возрастает и возникает возможность построения на базе ИСЗ системы глобального охвата, обеспечивающей абонентов связью в любой точке Земли.

В отличие от наземных сетей связи, спутниковая система отслеживает местоположение телефона, обеспечивая прохождение сигнала до абонента вне зависимости от его местонахождения. Иными словами, всегда можно связаться с абонентом системы, даже не зная, где он находится. В пунктах, где доступна сотовая связь, двухмодовый (двухрежимный) спутниковый телефон позволяет использовать и наземную сотовую сеть.

Интеграция ССС в существующие наземные обеспечивает возможность приема и передачи речи (абонентский терминал типа «трубка в руке»), данных и факсимильных сообщений по всей поверхности Земли с доступным уровнем цен на предоставляемые услуги связи. В решении проблем глобализации и персонализации связи СПСС представляют единственное экономически оправданное решение охвата связью труднодоступных, удаленных и малонаселенных регионов планеты.

Сотовые системы связи, конкуренцию которым пытались составить СПСС середины 90-х годов XX века, достигли в развитых странах своеобразной точки насыщения, и даже переход к сетям третьего поколения не обеспечил желаемого качественного скачка. Альтернативы ССС по обеспечению действительно глобальной мультимедийной и высококачественной связи в настоящее время, по-видимому, не существует. Об этом свидетельствует и тот факт, что новые, достаточно фантастические на первый взгляд проекты СПСС продолжают создаваться и финансироваться.

Каждая из ССС характеризуется большим числом параметров: орбита и орбитальная группировка; пропускная способность спутников-ретрансляторов и системы в целом; скорость передачи в абонентской радиолинии и соответствующие ей режимы связи; оказываемые услуги связи; тип ретранслятора и маршрутизация в системе; диапазоны используемых частот и др. Многие из указанных параметров характеризуют не только спутниковую, но и любую другую систему подвижной связи.

Для будущего специалиста в области подвижной связи очень важно хорошо представлять себе принципы ССС, отличающие их от других связных систем. Главной отличительной особенностью здесь является подвижность ретрансляторов ССС — базовых станций в терминологии наземных сотовых систем связи. Для построения глобальной или региональной ССС необходимо хорошо освоить принципы построения орбитальных группировок ИСЗ и изучить взаимосвязь различных параметров.

Особенно это важно для наиболее перспективных в настоящее время разработок ССС с использованием низких круговых орбит. Низкоорбитальные системы позволяют обеспечить бесперебойную связь с терминалами, размещенными в любой точке Земли, и практически не имеют альтернативы при организации связи в регионах со слаборазвитой инфраструктурой связи и низкой плотностью населения.

В общем случае любая ССС включает три основных сегмента: космический (спутники-ретрансляторы), наземный (земные станции контроля, управления и сопряжения) и пользовательский (абонентские терминалы) [1]. Поскольку целью данной лабораторной работы является исследование характеристик низкоорбитальных группировок ИСЗ, то для конкретизации основные исследования в лабораторной работе проводятся применительно к первым и самым известным ССС на базе низкоорбитальных ИСЗ — Iridium и Globalstar. В приводимом ниже описании ССС Iridium и Globalstar достаточно подробно рассмотрены именно принципы построения космического сегмента этих ССС. Что касается наземного и пользовательского сегментов, то здесь по ним приводятся лишь самые общие сведения. Более подробную информацию об этих сегментах, а также о принципах функционирования указанных ССС в целом можно почерпнуть из источника [1].

2. Система IRIDIUM

Система Iridium — это беспроводная сеть персональной мобильной связи, работающая на низкоорбитальных спутниках и разработанная для предоставления набора стандартных телефонных услуг — голосовая связь, передача факсимильных сообщений, данных и пейджинга — на всей земной поверхности, включая ее водную поверхность, полярные области и воздуш-

ное пространство. Кроме того, система обеспечивает определение местоположения (координат) абонентов и передачу сообщений о координатах абонента, определяемых как средствами речевой связи, так и специальными абонентскими устройствами радиоопределения.

Система Iridium относится к классу низкоскоростных (информационная скорость в абонентской линии 1,2–9,6 Кбит/с) систем персональной спутниковой связи на базе использования орбит типа little LEO [1]. Применительно к радиотелефонии благодаря относительно небольшому расстоянию до спутника-ретранслятора в ССС Iridium уменьшается задержка сигнала, поэтому улучшается качество разговора (понятие «комфортности» разговора).

2.1. История развития

Столкнувшись с невозможностью позвонить в Соединенные Штаты с Карибских островов, где проводила свой отпуск Карен Бертиджер, жена исполнительного директора компании Motorola Бари Бертиджера, она убедила своего мужа в необходимости создания мобильной беспроводной системы, которая позволила бы людям звонить друг другу из любой точки Земли.

Концепция создания системы Iridium с орбитальной структурой из 77 низковысотных ИСЗ была предложена в 1987 году специалистами отделения спутниковой связи компании Motorola (г. Чендлер, штат Аризона). Название системы ассоциировано с химическим элементом иридием, являющимся 77-м элементом таблицы Менделеева. Позднее авторы проекта уточнили свою концепцию, рассчитав, что для глобального охвата поверхности Земли достаточно 66 ИСЗ [3].

Для проведения работ по проекту в 1993 году был образован международный консорциум Iridium LLC, в который вошла также и ведущая ракетно-космическая компания Российской Федерации — Государственный космический научно-производственный центр (ГКНПЦ) им. М. В. Хруничева.

В коммерческую эксплуатацию Iridium LLC запускает систему 1 ноября 1998 года [3]. Ввиду неконкурентоспособности по сравнению с уже действующей спутниковой системой связи Inmarsat 13 августа 1999 года Iridium LLC объявляет о своем банкротстве, и, начиная с 17 марта 2000 года, обслуживание абонентов системы прекращается. Однако 22 ноября 2000 года правопреемником Iridium LLC становится вновь образованная компания Iridium Satellite LLC, и с 12 декабря 2000 года эксплуатация системы Iridium начинается вновь. Эксплуатация поддерживается на средства Министерства обороны США, а услуги связи предоставляются только Пентагону и правительству США.

Услуги связи коммерческим пользователям Iridium Satellite LLC начинает предоставлять с 28 марта 2001 года, а с июня того же года вводится новая услуга — мобильный доступ в сеть Internet. Компания заявляет о существовании всех необходимых предпосылок для обеспечения функционирования системы до середины 2010 года [3].

Предоставление услуг связи на всей территории Российской Федерации системой Iridium осуществляется с конца 2002 года. Новым сервис-провайдером системы Iridium в России является компания «Технологии Иридиум» [3].

2.2. Космический сегмент

Орбитальная группировка системы Iridium [3] состоит из 66 основных ИСЗ, выведенных на высоту 780 км над поверхностью Земли, и 6 резервных с высотой орбиты около 645 км. Основные спутники распределены в 6 равноудаленных друг от друга орбитальных плоскостях по 11 ИСЗ в каждой плоскости. Угловой разнос между ИСЗ в одной плоскости составляет примерно $32,7^\circ$. Соседние орбитальные плоскости разнесены по долготе восходящего узла примерно на $31,6^\circ$, а разнос между 6-й и 1-й плоскостями составляет $22,1^\circ$ (рис. 2.1). Фазовый сдвиг между ИСЗ в соседних орбитальных плоскостях состав-

ляет $16,35^\circ$ [4]. Вид орбиты — квазиполярная круговая с наклоном $86,4^\circ$. Период обращения ИСЗ при высоте 780 км составляет 100 мин 28 с.

Конфигурация ОГ выбрана управляемой (корректируемой). Система с заданной конфигурацией обеспечивает 100 %-й охват поверхности Земли в течение 99,5 % времени.

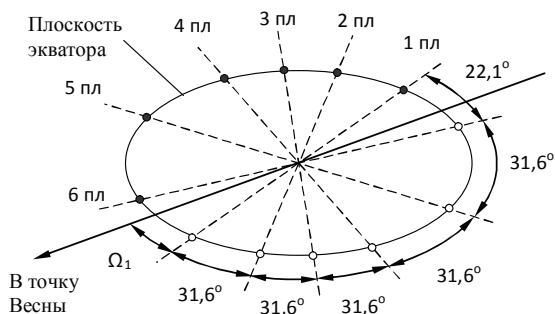


Рис. 2.1. Конфигурация космического сегмента системы Iridium:

○ — восходящие узлы; • — нисходящие узлы; ---- — линии узлов;
 Ω_1 — долгота восходящего узла первой орбитальной плоскости

Каждый ИСЗ орбитальной группировки формирует 48 парциальных лучей, образуя каждым лучом на поверхности Земли соту диаметром 640 км. В совокупности 48 лучей создают на поверхности Земли комбинированную зону обслуживания (рис. 2.2), образованную одинаковыми по размеру сотами, сконцентрированными вокруг центральной соты.

Таким образом, каждый ИСЗ формирует зону обслуживания диаметром примерно 4700 км и площадью около 19 млн км². Для получения глобального охвата земной поверхности крайние соты из зоны обслуживания одного ИСЗ перекрывают крайние соты зоны обслуживания соседнего ИСЗ [3].

При движении ИСЗ (при высоте $h = 780$ км со скоростью 7460 м/с) перемещается относительно абонентских устройств

вместе с образуемой на поверхности Земли сотовой структурой. Для заданного размера соты интенсивность переходов конкретного абонента из луча в луч одного и того же ИСЗ может составить до одного раза в минуту. При 48 лучах каждого ИСЗ максимальное время пребывания абонента в зоне радиовидимости одного ИСЗ составляет примерно 10 мин. С учетом перекрытия зон обслуживания соседних ИСЗ интенсивность переходов абонента с одного ИСЗ на другой происходит примерно один раз в пять минут. Связь между абонентами при этом поддерживается непрерывно [1].

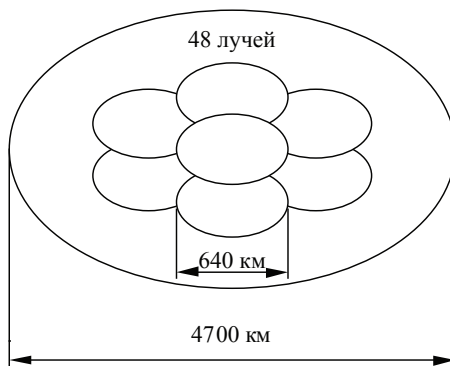


Рис. 2.2. Зона обслуживания одного ИСЗ

В системе Iridium организованы абонентские, фидерные и межспутниковые линии связи, а также каналы для обмена командно-телеметрической информацией.

Абонентские линии обеспечивают связь с подвижными абонентами из части L -диапазона (1610–1626,5 МГц). Учитывая тот факт, что в полосе частот 1610–1616 МГц работает российская система ГЛОНАСС, эта часть L -диапазона в системе Iridium не задействована. Передача данных и факсимильных сообщений в абонентской линии осуществляется со скоростью 2,4 Кбит/с. Скорость передачи речи — 4,8 Кбит/с. Средняя

пропускная способность составляет 80 симплексных каналов на один луч (55 каналов на линии «вверх» и 25 на линии «вниз») и соответственно на один ИСЗ при 48 лучах — 3840 симплексных каналов. В случае же двухсторонней связи между абонентами количество каналов сокращается до 1200.

Глобальная пропускная способность системы Iridium определяется следующим образом [1]. Орбитальная группировка из 66 ИСЗ при 48 лучах каждого ИСЗ формирует на поверхности Земли в каждый момент времени 3168 зон. С учетом того, что соседние ИСЗ формируют сильно перекрывающиеся зоны, которые должны обслуживаться только одним ИСЗ, одновременно активными могут быть лишь примерно 70 % от общего числа зон. Тогда количество активных зон составит около 2150, а теоретически максимальная пропускная способность — 172000 симплексных каналов. Реальная пропускная способность оказывается существенно ниже указанной (56000 дуплексных каналов) в том числе и потому, что из-за отсутствия абонентов севернее 80^0 с. ш. и южнее 55^0 ю. ш. из группировки в 66 ИСЗ одновременно могут использоваться не более 46.

Связь по фидерным линиям между ИСЗ и станциями сопряжения осуществляется в K_a -диапазоне (19,4–19,6 ГГц «вниз» и 29,1–29,3 ГГц «вверх»). Каждый спутник может одновременно связываться с двумя СС. Скорость передачи информации в фидерной линии равна 12,5 Мбит/с. Пропускная способность линии ИСЗ-СС составляет 1300 дуплексных каналов.

Между ИСЗ организованы межспутниковые линии связи (межспутниковая ретрансляция) в диапазоне частот 23,18–23,38 ГГц K_a -диапазона. Каждый спутник имеет четыре межспутниковые линии, т. е. может одновременно связываться с четырьмя другими спутниками:

- ◇ двумя спутниками, расположенными спереди и сзади в той же орбитальной плоскости;
- ◇ двумя спутниками, расположенными слева и справа в соседних орбитальных плоскостях.

Скорость передачи информации в межспутниковой линии связи составляет 25 Мбит/с. Пропускная способность каждой межспутниковой линии — 600 телефонных каналов без сжатия информации.

Командно-телеметрическая линия обеспечивает передачу на спутник команд управления ИСЗ и приема телеметрической информации, необходимой для контроля состояния и режимов работы бортовых систем. Командная линия работает в диапазоне частот 29,1–29,3 ГГц со скоростью передачи информации 12,5 Мбит/с. Телеметрическая линия работает в диапазоне частот 19,4–19,6 ГГц со скоростью передачи информации 12,5–25 Мбит/с.

2.3. Наземный сегмент

В наземный сегмент системы Iridium входят СС и центры (основной и резервный) управления системой и контроля сети.

СС предназначены для организации доступа пользователей к системе Iridium, а также для обеспечения сопряжения с наземными коммутируемыми телефонными сетями общего пользования. Следовательно, СС выполняют роль и шлюзовых станций.

СС состоит из трех приемопередающих комплексов, оборудованных слеящими параболическими антеннами. Каждый комплекс имеет коммутационное оборудование для связи с телефонной сетью общего пользования, а также быстродействующую ЭВМ, в которой хранится банк данных зарегистрированных абонентов, производится учет поступающих вызовов, времени разговора абонентов и других показателей, необходимых для выставления абонентских счетов. В работе постоянно находятся два приемопередающих комплекса, которые поочередно поддерживают связь с ИСЗ, находящимися в зоне радиовидимости пункта наблюдения. Третий приемопередающий комплекс — резервный.

В системе Iridium используется межспутниковая ретрансляция, поэтому количество станций сопряжения по всему миру не превышает 20. Наземный сегмент на территории России

включает две станции сопряжения, расположенные в Москве (ГКНПЦ им. М. В. Хруничева) и Новосибирске.

Центр управления и контроля сети Iridium выполняет функции по управлению орбитальной группировкой спутников, обеспечивает глобальное администрирование сети, включая планирование запусков, отслеживание работоспособности ИСЗ, сбор и анализ телеметрической информации с ИСЗ. Связь с орбитальной группировкой центры осуществляют через антенные посты слежения и передачи данных, расположенные в США и Италии.

2.4. Пользовательский сегмент

В состав системы Iridium входят два основных типа абонентских терминалов: портативные (весом до 700 г) и мобильные (весом до 2,5 кг). Портативные терминалы (спутниковый телефон, пейджер) делятся на однорежимные, работающие только в сети Iridium, и двухрежимные, рассчитанные на обслуживание абонентов региональной сети сотовой связи. К мобильным терминалам относится, например, специализированное авиационное и морское оборудование.

Наряду с радиотелефонными аппаратами и пейджерами используются и коллективные средства связи: мобильные станции (MXU) и стационарные таксофоны, в том числе телефонные будки с питающими солнечными батареями. Достоинство последних — возможность использования в местах, где отсутствуют телефонная связь и электроснабжение.

Персональные терминалы системы Iridium производятся двумя фирмами — Motorola (США) и Kyocera (Япония) [1].

3. Система Globalstar

Globalstar — это глобальная цифровая система персональной связи, основанная на использовании низкоорбитальных ИСЗ [1]. При проектировании системы Globalstar был взят опыт раз-

работки наземных сотовых систем связи с кодовым разделением каналов фирмы QUALCOMM, Inc. Услуги, предоставляемые системой Globalstar, в целом аналогичны услугам СПСС Iridium и включают передачу речи, данных, факсов, сигналов персонального радиовызова (пейджинговых сообщений), а также определение местоположения подвижных объектов. Система ориентирована на обслуживание абонентов различных систем связи, как мобильной, так и обычной.

Как и система Iridium, система Globalstar относится к классу низкоскоростных СПСС, но, в отличие от Iridium, используются орбиты типа big LEO. Принципиальное же отличие системы Globalstar от системы Iridium состоит в том, что ретрансляция сигналов осуществляется через земные станции сопряжения — шлюзовые станции [5].

3.1. История развития

Разработчики Globalstar предполагали, что после ввода в строй системы будет устранено монопольное положение на рынке услуг спутниково-й персональной связи СПСС Iridium и цены на услуги связи и аппаратуру значительно снизятся. Тем не менее история становления системы во многом схожа с историей развития системы Iridium.

Для реализации СПСС Globalstar в 1991 году компаниями Loral Aerospace Corporation (Нью-Йорк) и QUALCOMM Incorporated (Сан-Диего, шт. Калифорния) был создан консорциум Globalstar Limited Partnership. В него вошли также ведущие международные фирмы — производители спутниковых систем и телекоммуникационного оборудования, а также операторы связи из Италии, Франции, Германии, Великобритании, Южной Кореи и США [6].

В коммерческую эксплуатацию консорциум телекоммуникационных компаний Globalstar L. P. запускает систему 11 октября 1999 года [1]. В связи с неудовлетворительным финансовым положением (как и в случае с системой Iridium — завышенные ожидания относительно количества абонентов), 15 февраля

2002 года Globalstar L. P. подает прошение о начале процедуры защиты от банкротства. После финансовой реструктуризации 2003 года и приобретения контрольного пакета акций новым владельцем система продолжает функционировать в обычном режиме. В настоящее время в системе Globalstar осуществляется обновление спутниковой группировки. Жизненный ресурс спутников второго поколения составляет ~ 15 лет, что значительно превышает ресурс спутников первого поколения и обеспечит предоставление услуг связи системы Globalstar вплоть до 2025 года.

Национальным оператором и эксклюзивным поставщиком услуг системы Globalstar в России является ЗАО «ГлобалТел», которое учреждено компанией Globalstar Ltd. и «АО Ростелеком» в 1996 году [6].

3.2. Космический сегмент

Космический сегмент системы Globalstar состоит из 48 основных ИСЗ и 4 резервных (что гораздо меньше, чем в системе Iridium), расположенных в 8 орбитальных плоскостях по 6 основных ИСЗ в каждой [1]. Так же как и в системе Iridium, орбиты выбраны круговыми, однако их наклонение равно 52° . Это приводит к уменьшению зоны обслуживания по широте.

Высота орбит составляет 1414 км (big LEO), период обращения ИСЗ на орбите равен 114 мин. Угловой разнос между ИСЗ в одной плоскости составляет 60° . Соседние орбитальные плоскости разнесены по долготе восходящего узла на $22,5^\circ$. Фазовый сдвиг между ИСЗ в соседних орбитальных плоскостях составляет $7,5^\circ$.

Конфигурация орбитальной группировки выбрана управляемой (корректируемой). Система с заданной конфигурацией обеспечивает 80 %-й охват поверхности Земли (за исключением полярных областей и некоторых зон центральной части океанов).

В системе Globalstar орбиты выбраны типа big LEO, что обуславливает увеличение зоны обслуживания одного ИСЗ и срока

его службы (~7,5 г.). Однако при этом увеличивается запаздывание и ослабление сигнала, а также вывод спутника на орбиту становится более дорогим. Орбитальная группировка спроектирована так, чтобы обеспечить высокое качество обслуживания абонентов в средних широтах. Именно в средних широтах — основном регионе обслуживания — доступными являются не менее двух ИСЗ. По этому показателю система Globalstar существенно отличается от конкурирующей системы Iridium, в которой структура космического сегмента основана на однопутниковом покрытии территории. Ширина всей зоны обслуживания Globalstar ограничена 70° с. ш. и 70° ю. ш. Поэтому на Северном полюсе, в Антарктиде, северных регионах России и Гренландии, некоторых районах Северного морского пути пользование системой Globalstar невозможно [1]. Примечательно, что в системе Iridium таких проблем нет.

Важнейшей характеристикой СПСС, оказывающей влияние на качество и доступность системы связи, является минимальный угол места ИСЗ относительно земной поверхности β_{\min} . При увеличении β_{\min} , достигаемом посредством увеличения числа ИСЗ в системе, уменьшается толщина слоя земной атмосферы, через который проходят сигналы от ИСЗ к Земле. В результате этого различные возвышения на Земле (подстилающая поверхность) будут оказывать меньшее влияние на ослабление сигнала с ИСЗ. Таким образом, минимальный угол места определяет количество спутников-ретрансляторов в СПСС. Для полярных орбит требуемое количество ИСЗ выбирается исходя из необходимости обслуживания районов вблизи экватора, поскольку пересечение орбит на полюсах приводит к значительному переполнению емкости системы в этой области. В системе Globalstar на широтах, близких к экватору, β_{\min} составляет величину 15–20°, что обеспечивает более высокое качество связи.

Каждый ИСЗ орбитальной группировки формирует 16 парциальных лучей, образуя каждым лучом на поверхности Земли соту площадью приблизительно 2,9 млн км². Усиление и форма

лучей подобраны так, чтобы у поверхности Земли формировалась многосотовая зона покрытия аналогично рис. 2.2. Коэффициент усиления в периферийных лучах выше, чем в центральном, что необходимо для создания равномерной плотности потока мощности. Зона обслуживания на земной поверхности, образованная 16 лучами ИСЗ, близка по форме к кругу, диаметром примерно 7600 км (рис. 2.3).

В системе Globalstar, в отличие от системы Iridium, межспутниковые линии связи не предусмотрены. Ретрансляция сигналов осуществляется через станции-шлюзы на Земле. Поэтому вся обработка информации (коммутация вызовов, расфилтровка каналов и ремодуляция сигналов) осуществляется на Земле, что делает аппаратуру более доступной для технического обслуживания и модернизации. В результате спутники в системе Globalstar проще, дешевле и надежнее.

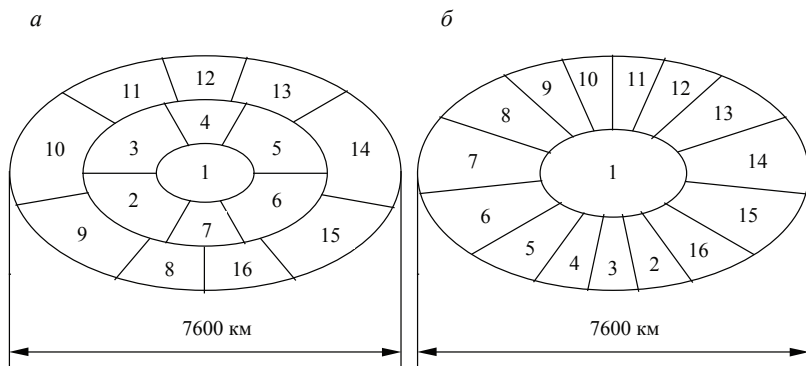


Рис. 2.3. Лучевая структура системы Globalstar:

a — на передачу; *б* — на прием

Для линий связи ИСЗ с мобильными пользователями предусмотрена эксплуатация частот L -диапазона (1610–1626,5 МГц) для линии «вверх» (абонент — ИСЗ) и S -диапазона (2483,5–2500 МГц) для линии «вниз» (ИСЗ — абонент). Передача данных в абонент-

ской линии осуществляется со скоростью от 2,4 до 9,6 Кбит/с. Общая пропускная способность на один ИСЗ (при 16 лучах) составляет 2400 эквивалентных телефонных каналов.

Связь по фидерным линиям между ИСЗ и СС осуществляется в С-диапазоне: 5091–5250 МГц для линии «вверх» (СС — ИСЗ) и 6875–7055 МГц для линии «вниз» (ИСЗ — СС). Двухкратное использование этого диапазона достигается за счет различных типов поляризации.

3.3. Наземный сегмент

Наземный сегмент системы Globalstar включает центр управления и контроля орбитальной группировкой SOCC (Satellite Operations Control Center), центр управления наземной сетью GOCC (Ground Operations Control Center), а также земные станции сопряжения [1].

Центр управления и контроля орбитальной группировки SOCC на основе информации, полученной с командно-телеметрических станций (ТТ&station), производит контроль элементов орбит, обработку телеметрической информации о текущем состоянии ИСЗ и в зависимости от результатов формирует команды коррекции. Кроме того, SOCC информирует центр управления сетью о доступных ИСЗ и их ресурсах. Центр SOCC не имеет собственного радиотехнического оборудования, а постоянно подключен по наземной линии связи к одной из СС.

В задачи центра управления сетью GOCC входят планирование трафика, выделение и закрепление сетевых ресурсов, а также контроль за функционированием системы.

Поскольку система Globalstar в значительной мере ориентирована на включение ее в уже действующие наземные телекоммуникационные системы, наземные СС выполняют функции основных коммуникационных элементов. Фактически земные СС являются шлюзами, через которые обеспечивается связь с действующими и вновь разрабатываемыми телекоммуникационными системами, в частности, с земными телефонными

сетями общего пользования (ТФОП) и сотовыми связными системами в зоне действия каждого спутника-ретранслятора. Сигналы вызова любого вида обрабатываются и коммутируются на СС. В этом суть так называемого регионального принципа организации системы связи — обязателен выход любого пользователя на ближайшую СС и затем — на имеющуюся наземную сеть или на связь с любым пользователем системы Globalstar. Время установления соединения не более 5 с, а максимальное время запаздывания сигнала — 150 мс [6].

Следовательно, в организации канала связи принимают участие наземные СС. Поскольку большинство вызовов (более 80 %) в каждом регионе это местные вызовы, принятая концепция построения системы выглядит наиболее рациональной. В результате упрощается связь с абонентами ТФОП, укорачивается трасса для большинства соединений и, кроме того, появляется возможность интеграции системы в национальную сеть каждого государства.

Поскольку в системе отсутствует межспутниковая ретрансляция, то число земных СС должно быть большим и соединения становятся зависящими от состояния наземных сетей. Для глобального обслуживания поверхности Земли (от 70 °с. ш. до 70° ю. ш.) с учетом национальных границ и снижения стоимости услуг связи в системе Globalstar требуется ~200 СС. Наземный сегмент на территории России включает три СС, расположенные в Москве, Новосибирске и Хабаровске [7].

В станции сопряжения входят не менее 3 (обычно 4) идентичных приемопередающих комплекса на базе следящих пеленгаторов с параболическими антеннами диаметром основного зеркала порядка 5 м.

3.4. Пользовательский сегмент

Пользовательский сегмент системы Globalstar может быть оборудован одним из трех основных типов терминалов: портативными (как в сотовых системах), мобильными (устанавли-

ваемыми на транспортных средствах) и стационарными (телефонными аппаратами, таксофонами) [6, 7].

Портативные и мобильные аппараты оборудованы ненаправленными антеннами и могут функционировать также в наземных сотовых сетях стандарта GSM, AMPS или IS-95. Фирмой QUALCOMM выпускается три типа таких терминалов: трехрежимные (Globalstar/AMPS/IS-95), двухрежимные (Globalstar/GSM) и одnoreжимные (Globalstar) [1].

Вес портативного терминала примерно 350 г, размеры 190×60×30 мм, а его мощность не более 0,6 Вт.

Отличительной особенностью мобильных терминалов, по отношению к портативным, является наличие дополнительного усилителя мощности и наружной антенны. Их мощность не превышает единиц Вт.

Стационарные аппараты Globalstar обеспечивают связью отдаленные районы, где нет ни наземных сотовых систем, ни других коммуникаций. Они оборудованы усилителем и вынесенной антенной с усилением +7 дБ и имеют эквивалентную изотропно-излучаемую мощность порядка 3 Вт. Стационарные терминалы могут быть использованы только в СПСС Globalstar.

4. Описание программного обеспечения лабораторной работы

Программное обеспечение лабораторной работы ориентировано на выполнение трех заданий [4]:

- ♦ изучение динамики движения зон радиовидимости;
- ♦ исследование региональной связности систем;
- ♦ исследование зависимости связности от параметров ОГ.

Главное рабочее окно программы показано на рис. 2.4. Назначение кнопок главного окна следующее.

Кнопка «Параметры группировки» вызывает окно ввода исходных параметров орбитальной группировки (рис. 2.5). Параметры могут задаваться произвольными в полях ввода либо для конкретной группировки — Iridium, Globalstar — выбором в поле «Предустановки». Кнопка «Просмотр ЗР» обеспечивает отображение в основном поле главного окна движения зон радиовидимости всех ИСЗ группировки в реальном времени.

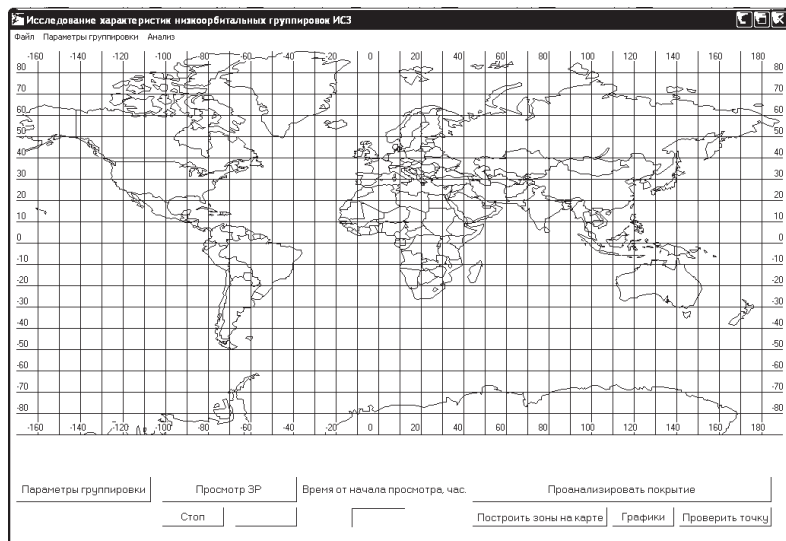


Рис. 2.4. Главное рабочее окно программы

Кнопка «Пауза» доступна во время просмотра движения ОГ. При нажатии кнопки останавливается просмотр ЗР, позволяя зафиксировать значение времени и при необходимости продолжить просмотр с того же момента. Она введена для удобства снятия характеристик ОГ.

Кнопка «Стоп» останавливает просмотр ЗР, возобновление просмотра начнется с нулевого момента времени при нажатии кнопки «Просмотр ЗР».

Кнопка «Проанализировать покрытие» запускает программу анализа зон обслуживания каждого спутника группировки. Результатом работы программы является получение информации для последующего построения карты обслуживания и графиков распределения кратности обслуживания по широтам. Работа программы завершается запросом «Продолжить?».

Параметры орбитальной группировки

Предустановки: **GlobalStar** (выберите ССС для автоматического выставления параметров)
 Iridium
 Сигнал
 Гонец

Высота орбиты: 1414 км

Период обращения ИСЗ: 1 час 00 мин

Число орбитальных плоскостей: 8

Число ИСЗ в одной орбитальной плоскости: 6

Наклонение плоскости орбиты к экватору: 52, 0 град. доли град.

Угол между плоскостями: 22, 5 град. доли град.

Минимальный угол места: 15, 0 град. доли град.

Фазовый сдвиг между ИСЗ: 7, 5 град. доли град.

Угловой размер ЗР ИСЗ, град. 22,8

OK Отмена

Рис. 2.5. Окно ввода исходных параметров ОГ

Кнопка «Построить зоны на карте» становится доступной для вызова только после выполнения функции анализа зон обслуживания. Строит в основном поле главного окна (на карте) зоны обслуживания различной связности в соответствии с проведенным анализом.

Кнопка «Графики» вызывает окно просмотра графиков зависимости связности покрытия от широты и долготы (рис. 2.6). Кнопка становится доступной для вызова только после выполнения функции анализа зон обслуживания.

Кнопка «Проверить точку» вызывает окно отметки точки на карте (рис. 2.7). Возможность отметки на карте точки с заданными координатами облегчает исследование кратности обслуживания конкретной точки в различные моменты времени.

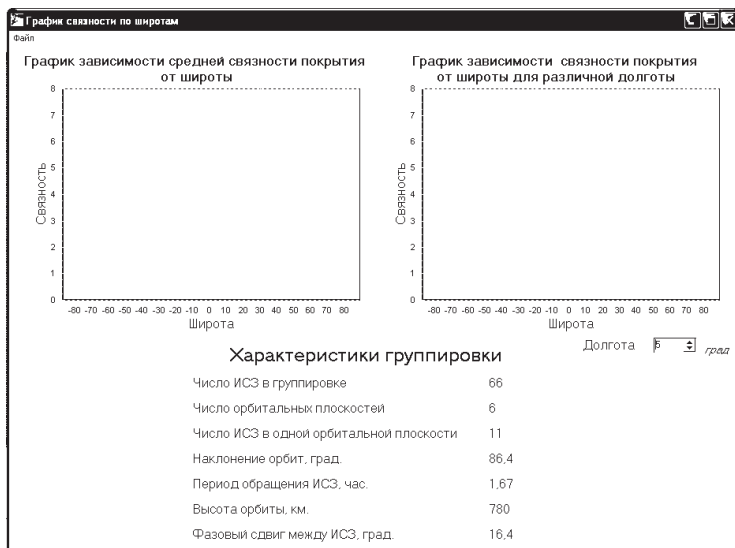


Рис. 2.6. Окно графиков

Координаты анализируемой точки:

Широта: град

Долгота: град

Широта: _____

Долгота: _____

☒ Добавить

Рис. 2.7. Окно отметки точки на карте

Строка меню главного окна имеет следующую структуру:

Файл

- Сохранить изображение
- Настройки
- Выход

Параметры группировки

- Задать группировку

Анализ

- Проанализировать покрытие
- Проверить точку

Ход работы

- Запустить мастер

Справка

- Помощь
- О программе

Пункты меню достаточно очевидны и особых комментариев не требуют. Исключение составляет лишь пункт «Настройки», при переходе к которому открывается окно настроек отображения ОГ (рис. 2.8).

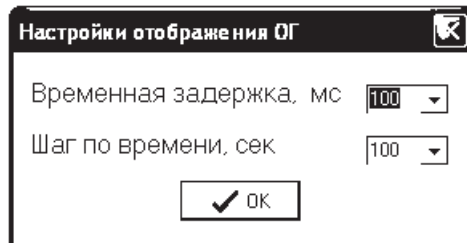


Рис. 2.8. Окно настроек отображения ОГ

В этом окне задаются шаг по времени, который используется при расчете очередного положения подспутниковой точки при отображении ОГ, и временная задержка, подбираемая исходя из быстродействия компьютера.

Структура строки меню окна графиков следующая:

Файл

- Сохранить график № 1
- Сохранить график № 2
- Закрыть окно

Запуск программы осуществляется после задания параметров группировки нажатием кнопки «ОК».

5. Расчетное задание

1. Для системы Iridium рассчитать и построить график зависимости диаметра зоны обслуживания одного ИСЗ от минимального угла места β_{\min} .

2. Рассчитать время пребывания абонента в пределах одной соты и в пределах ЗР одного ИСЗ в системе Iridium.

3. Расчеты по пунктам 1 и 2 выполнить для системы Globalstar.

4. Рассчитать минимальное количество орбитальных плоскостей и число ИСЗ в каждой плоскости, а также общее количество ИСЗ в группировке, обеспечивающее однократное обслуживание всей земной поверхности. Количество ИСЗ в группировке M определяется выражением:

$$M = pq,$$

где $p = \frac{2\pi}{3\theta}$ — число орбитальных плоскостей;

$q = \frac{2\pi}{\sqrt{3}\theta}$ — количество ИСЗ в одной плоскости;

θ — угловой размер ЗР, определяемый выражением (1.10 с. 13).

6. Задание на лабораторные исследования

6.1. Изучение динамики движения зон радиовидимости

1. Выберите систему Iridium. Пронаблюдайте движение ЗР всей группировки.

2. Установите число орбитальных плоскостей равным 1, не изменяя остальные параметры. Пронаблюдайте движение ЗР.

3. Установите число ИСЗ в орбитальной плоскости равным 1. Понаблюдайте движение одного ИСЗ группировки и оцените форму его трассы полета.

4. Пункты 1–3 из 6.1 выполните для группировки Globalstar.

6.2. Исследование региональной связности систем

1. Выберите группировку Iridium и задайте ее движение на интервале 1 ч. Проведите анализ покрытия. Оцените визуально связность системы в различных регионах. Проанализируйте график распределения связности по широтам при фиксированной долготе и усредненный график по всем меридианам.

2. Оцените изменение связности системы для различных регионов в течение суток. Для этого необходимо пункт 1 из 6.2 выполнить для нескольких моментов времени в течение суток (с шагом 2–2,5 ч).

3. Пункты 1 и 2 из 6.2 выполните для системы Globalstar.

6.3. Исследование зависимости связности от параметров ОГ

1. Снять зависимость средней связности от наклона (в диапазоне 10–90°). Группировка задается преподавателем. Значения широт (2–3) выбрать произвольно.

2. Снять зависимость средней связности от высоты орбиты (в диапазоне 700–1500 км). Исходные данные соответствуют п. 1 из 6.3.

3. Снять зависимость средней связности от числа ИСЗ в одной плоскости. Исходные данные соответствуют п. 1 из 6.3.

4. Снять зависимость средней связности от количества плоскостей ОГ. Исходные данные соответствуют п. 1 из 6.3.

5. Задав параметры ОГ, полученные при выполнении расчетного задания, сравните результаты по средней связности с результатами для реальных параметров ОГ.

7. Требования к отчету

1. Отчет должен содержать цель работы и краткое описание методики проведения эксперимента.

2. В отчете должны быть приведены результаты расчетного задания и экспериментальные результаты в виде таблиц и графиков. Рассчитанные значения количества орбитальных плоскостей и числа ИСЗ в каждой плоскости, а также общего количества ИСЗ в группировке необходимо сравнить с номинальными.

3. По пункту 6.1 задания выводы должны содержать объяснение основных отличий в движении ЗР ИСЗ в различных группировках.

4. По пункту 6.2 — выводы должны содержать объяснение, на обслуживание каких районов в первую очередь ориентирована каждая система.

5. По пункту 6.3 привести определение связности системы.

При формулировании выводов необходимо руководствоваться общими требованиями прохождения лабораторного практикума, изложенными в п. 3 «Предисловия» (с. 7).

8. Контрольные вопросы

1. В чем состоят преимущества ССС на базе низкоорбитальных ИСЗ по сравнению с наземными сотовыми системами связи?

2. Какими характеристиками ССС руководствуются при выборе параметров орбит ИСЗ?
3. Дайте определение термина «Зона радиовидимости ИСЗ». Какими количественными характеристиками определяется размер ЗР и от чего он зависит?
4. На какие характеристики ССС оказывает влияние минимальный угол места ИСЗ β_{\min} ?
5. Достоинства и недостатки орбит типа big LEO по отношению к орбитам little LEO.
6. Конфигурация ОГ системы Iridium.
7. Конфигурация ОГ системы Globalstar.
8. Лучевая структура антенн ИСЗ в системах Iridium и Globalstar. Как определить интенсивность переходов абонента из луча в луч одного ИСЗ и из зоны радиовидимости одного ИСЗ в зону радиовидимости другого?
9. В чем состоит существенное отличие принципов построения системы Globalstar от системы Iridium?
10. Дайте определение связности в глобальном масштабе.
11. В каких случаях в определенных регионах требуется многократная связность покрытия?
12. Как определяется зависимость между числом ИСЗ в группировке, высотой орбиты и минимальным углом места при условии обеспечения группировкой одиночной связности в глобальном масштабе?
13. Что понимается под термином «Глобальная пропускная способность»?
14. Почему в станциях сопряжения ССС требуется несколько следящих приемопередающих комплексов?

Лабораторная работа № 3. Исследование характеристик азимутально-угломестных опорно-поворотных устройств

Цель работы. В лабораторной работе изучаются характеристики движения связанных ИСЗ с различными параметрами орбит с целью формулирования требований к характеристикам опорно-поворотных устройств.

1. Общие положения теории опорно-поворотных устройств

Для обеспечения связи через ИСЗ СС должна находиться в постоянном радиоконтакте со спутником-ретранслятором, следовательно, антенна земной станции должна быть наведена на спутник и постоянно отслеживать его движение в пространстве. Наведение луча антенны земной станции на ИСЗ осуществляется посредством опорно-поворотного устройства (ОПУ), в состав которого входят механизмы вращения антенны с управляющим приводом. Фокусирующая система полноповоротной антенной установки монтируется на ОПУ, с помощью которого луч антенны и направляется в нужную точку пространства.

Слежение за ИСЗ осуществляется с ошибками. Наличие ошибок приводит к уменьшению уровня принимаемого с ИСЗ сигнала, а следовательно, и к снижению потенциала ССС. Составляющие ошибки обусловлены динамикой движения ИСЗ

и динамическими свойствами объекта управления (динамическая ошибка), а также действием помех (флюктуационная ошибка). Скорости и ускорения в приводе всегда ограничены, поэтому в некоторых ситуациях возникновение ошибки неизбежно. Знание законов изменения угловых координат ИСЗ в зависимости от времени позволяет рассчитать угловые скорости и ускорения и тем самым сформулировать требования к характеристикам привода ОПУ.

В лабораторной работе исследуются зависимости азимута, угла места и соответствующих угловых скоростей ИСЗ от времени полета при различных параметрах орбит; оценивается снижение уровня сигнала при ограничении угловой скорости антенны для разных стратегий прохождения «мертвых» зон, а также исследуется обратная задача — нахождение максимальной угловой скорости антенны при допустимом уровне снижения сигнала.

1.1. Кинематические схемы опорно-поворотных устройств

Направление на ИСЗ в пространстве однозначно задается двумя углами, поэтому и управление антенной должно осуществляться по двум угловым координатам. Существуют три типа двухосных ОПУ: экваториальные, азимутально-угломестные, двуугломестные [8]. Ориентация осей ОПУ относительно поверхности Земли показана на рис. 3.1.

1. Экваториальная подвеска (ЭКВ) широко применяется для астрономических инструментов небольших размеров, т. к. она удобна для сопровождения дальних космических объектов (КО), не обладающих собственным движением.

В подвесках такого типа первая ось Z устанавливается параллельно оси Мира и называется осью часового угла (ось Мира — прямая линия, проведенная через центр небесной сферы параллельно оси вращения Земли). Часовой угол t отсчитывается в плоскости небесного экватора и изменяется (в случае наблюдения дальних КО) пропорционально времени (первая эквато-

риальная система). Вторая ось X — ось склонений, угол склонения δ отсчитывается от плоскости экватора до направления на КО. Сопровождение дальних КО, для которых склонение неизменно, осуществляется путем равномерного вращения антенны вокруг первой оси со скоростью вращения Земли ($360^\circ/24 \text{ ч} = 15^\circ/\text{ч}$). Угол поворота относительно второй оси остается неизменным. В этом преимущество экваториальной схемы ОПУ. Если угол δ изменяется, то преимущество исчезает.

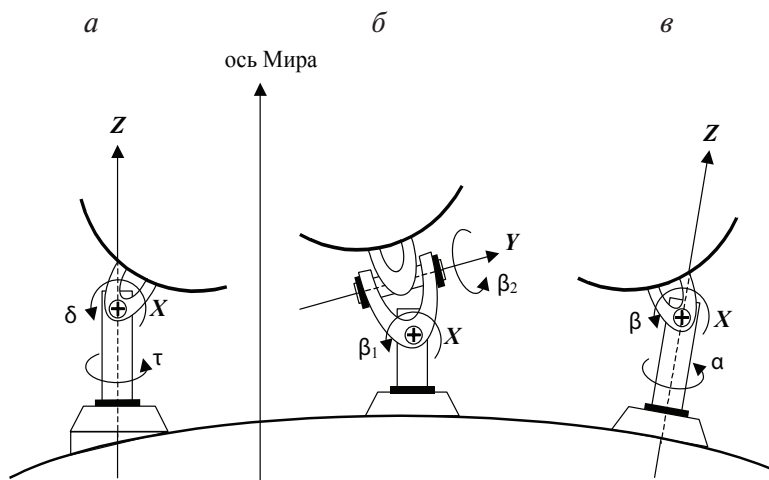


Рис. 3.1. Ориентация осей подвесок относительно поверхности Земли:
а — ЭКВ; б — УМ-УМ; в — АЗ-УМ

2. В азимутально-угломестной (АЗ-УМ) схеме ОПУ первая ось Z (азимутальная) устанавливается вертикально. Угол поворота относительно этой оси азимут α отсчитывается от направления на север по часовой стрелке. Вторая ось X (угломестная) перпендикулярна первой и при изменении азимута вращается в горизонтальной плоскости. Угол поворота относительно этой оси — угол места β отсчитывается от плоскости местного горизонта до направления на КО.

3. В двухугломестной подвеске (УМ-УМ) первая угломестная ось X устанавливается горизонтально в каком-либо определенном направлении. Вторая ось Y , также угломестная, перпендикулярна первой и вращается в вертикальной плоскости. Направление на КО задается двумя углами места β_1 и β_2 . Двухугломестная подвеска называется еще карданной.

Следует отметить, что всем двухосным подвескам присущи особенности, возникающие при пересечении сопровождаемыми КО направления неподвижной оси. Вблизи этого направления скорость вращения относительно неподвижной оси резко возрастает, а в самой точке пересечения обращается в бесконечность. Это означает, что в области углов, примыкающих к направлению неподвижной оси, образуется так называемая «мертвая» зона, в пределах которой невозможно обеспечить точное отслеживание движения ИСЗ и, следовательно, устойчивую связь через него.

В АЗ-УМ ОПУ «мертвая» зона образуется в области углов места, примыкающих к зениту. Если, например, ИСЗ проходит вблизи зенита, а ОПУ имеет АЗ-УМ подвеску, то азимуты точек, находящихся по обе стороны от зенита и сколь угодно близкие к нему, отличаются на 180° . Следовательно, при проходе ИСЗ через зенит азимут антенны должен измениться мгновенно на 180° . Угловой размер «мертвой» зоны зависит от максимально допустимой скорости движения антенны по азимуту.

Стремление исключить этот недостаток АЗ-УМ ОПУ привело к созданию УМ-УМ ОПУ. В карданной подвеске аналогичные явления наблюдаются при движении ИСЗ у линии горизонта. Однако требование точного отслеживания движения ИСЗ на горизонте не является столь жестким из-за необходимости обеспечения минимального угла места β_{\min} .

Следует подчеркнуть, что исторически первым для полноповоротных антенных установок было разработано АЗ-УМ ОПУ, предназначенное для вращения больших антенн радиолокационных станций (РЛС). Задача РЛС — обнаружение и сопрово-

ждение целей под малыми углами места (самолетов на большой дальности, кораблей и т. д.), тогда как сопровождение ИСЗ должно осуществляться во всей верхней полусфере, т. е. и при больших углах места. Тем не менее при разработке следящих антенн для систем связи через ИСЗ использовались именно АЗ-УМ ОПУ, поскольку к тому времени они были уже достаточно хорошо отработаны и, кроме того, являлись конструктивно более простыми и технологичными.

1.2. Расчетные соотношения для анализа азимутально-угломестных опорно-поворотных устройств

Требования к ОПУ определяются, главным образом, угловыми скоростями и ускорениями ИСЗ относительно точки наблюдения (станции сопряжения). Направление на ИСЗ в геоцентрической полярной системе координат задается двумя углами: азимутом α и углом места β . При движении ИСЗ по орбите азимут α и угол места β изменяются во времени по вполне определенному закону, зависящему от параметров орбиты ИСЗ. Найдем эти зависимости при следующих допущениях [5]:

- движение ИСЗ осуществляется по круговой орбите высотой h ;
- вращение Земли не учитывается. Для орбит типа LEO (высота $700 \div 1500$ км) *время наблюдения* ИСЗ составляет десятки минут [1], что *намного меньше периода обращения* Земли. Поэтому учет вращения Земли мало влияет на изменение значений угловых координат и угловых скоростей.

На рис. 3.2 показан видимый (геометрически) из пункта наблюдения на поверхности Земли (точка A) участок орбиты B_1SB_2 .

Ось OY_0 геоцентрической орбитальной системы координат для удобства ориентирована в точку S , соответствующую максимальному углу места для заданной траектории (параметру P). Ось OX_0 перпендикулярна оси OY_0 . Ось AF , являющаяся вспо-

могательной, лежит в плоскости местного горизонта. Линия B_1B_2 является линией пересечения плоскости орбиты с плоскостью местного горизонта. Угол места β отсчитывается от плоскости местного горизонта до линии визирования ИСЗ. Азимут α для удобства отсчитывается от оси AF до проекции линии визирования ИСЗ на плоскость местного горизонта. При такой системе отсчета азимута угол места равен параметру орбиты P при $\alpha = 0$.

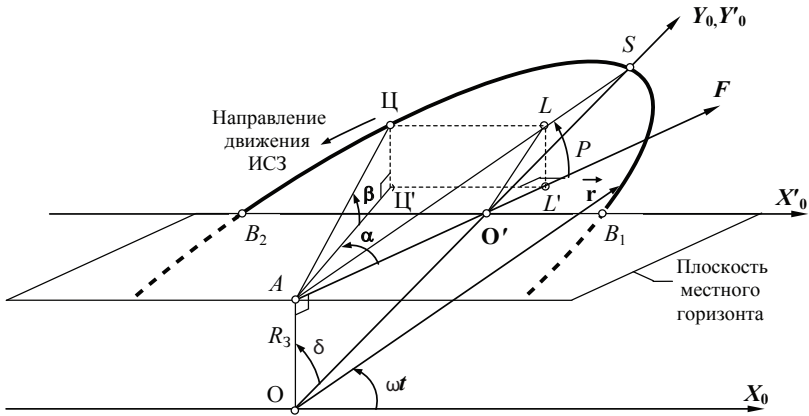


Рис. 3.2. Определение текущих угловых координат ИСЗ

В текущий момент времени ИСЗ находится в точке Ц. Траектория его движения в системе координат X_0OY_0 описывается уравнениями:

$$x_{\text{ц}}(t) = r \cos \omega t, y_{\text{ц}}(t) = r \sin \omega t, \quad (3.1)$$

где $r = R_3 + h$; $R_3 = 6378$ км — радиус Земли; h — высота орбиты; ω — угловая скорость движения ИСЗ.

Для удобства введем новую систему координат $X'O'Y'_0$, ось $O'Y'_0$ которой совпадает с осью OY_0 , а ось $O'X'_0$ проходит через точки B_1 и B_2 . В новой системе координат координаты точки Ц (ИСЗ) равны

$$x'_{\Pi}(t) = x_{\Pi}(t) = r \cos \omega t, \quad (3.2)$$

$$y'_{\Pi}(t) = y_{\Pi}(t) - OO' = r \sin \omega t - OO'. \quad (3.3)$$

Для нахождения зависимостей $\alpha(t)$ и $\beta(t)$ запишем выражения для тангенсов этих углов. Из треугольников $AL'\Pi'$ и $A\Pi'\Pi$, соответственно:

$$\operatorname{tg} \alpha(t) = \frac{\Pi' L'(t)}{AL'(t)}, \quad \operatorname{tg} \beta(t) = \frac{\Pi \Pi'(t)}{A\Pi'(t)}. \quad (3.4)$$

Запишем выражения для $\Pi' L'(t)$, $A' L'(t)$, $\Pi \Pi'(t)$, $A \Pi'(t)$.

Очевидно, что $\Pi' L'(t) = x'_{\Pi}(t) = x_{\Pi}(t) = r \cos \omega t$. Для нахождения $AL'(t)$ переместим линию AL' параллельно самой себе, совместив точку L' с точкой L . Тогда $AL'(t) = y_{\Pi}(t) \sin \delta$, где δ — угол между плоскостью орбиты ИСЗ и направлением на пункт наблюдения из центра Земли. Из рис. 3.2 следует $\Pi \Pi'(t) = LL'(t)$, а из треугольника $O' L' L$: $LL'(t) = O' L \cos \delta = y'_{\Pi}(t) \cos \delta$.

С учетом выражения для $y'_{\Pi}(t)$ из (3.3) запишем:

$$\Pi \Pi'(t) = LL'(t) = (y_{\Pi}(t) - OO') \cos \delta = (r \sin \omega t - OO') \cos \delta.$$

Из треугольника $ОАО' ОО' = R_3 / \cos \delta$ и тогда:

$$\Pi \Pi'(t) = LL'(t) = r \sin \omega t \cos \delta - R_3.$$

Из треугольника $AL'\Pi'$ находим $A\Pi'(t)$:

$$A\Pi'(t) = \sqrt{[\Pi' L'(t)]^2 + [AL'(t)]^2} = r \sqrt{\cos^2 \omega t + \sin^2 \omega t \sin^2 \delta}. \quad (3.5)$$

Подставляя найденные $\Pi' L'(t)$, $AL'(t)$, $\Pi \Pi'(t)$, $A \Pi'(t)$ в выражения (3.4), окончательно получим зависимости азимута α и угла места β от времени при заданных высоте орбиты h и параметре P :

$$\alpha(t) = -\operatorname{arctg} \left(\frac{\operatorname{ctg} \omega t}{\sin \delta} \right), \quad (3.6)$$

$$\beta(t) = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin \omega t \cos \delta - R_3 / r}{\sqrt{1 - \sin^2 \omega t \cos^2 \delta}} \right). \quad (3.7)$$

Уточним входящие в выражения (3.6) и (3.7) параметры δ и ω . Угол δ определяется выражением:

$$\delta = \frac{\pi}{2} - P - \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + h} \cos P\right) = \arccos\left(\frac{R_3}{R_3 + h} \cos P\right) - P. \quad (3.8)$$

Если положить $P = \beta_{\min}$, то угол δ равен центральному углу (угловому размеру) ЗР θ [9].

Угловая скорость движения ИСЗ по орбите ω определяется периодом обращения T : $\omega = 2\pi/T$. Для круговой орбиты период обращения, мин, можно найти по следующей упрощенной формуле [5]:

$$T = 84,44 \sqrt{\left(\frac{R_3 + h}{R_3}\right)^3}. \quad (3.9)$$

С использованием полученных выражений можно проследить изменение α и β от времени при движении ИСЗ по круговой орбите с заданными параметрами h и P .

Время t изменяется от t_1 до t_2 , которые соответствуют моментам выхода ИСЗ из-за горизонта и захода за горизонт. Значения t_1 и t_2 находятся из выражений:

$$t_1 = \frac{1}{\omega} \arcsin\left(\frac{R_3}{r \cos \delta}\right), \quad t_2 = \frac{\pi}{\omega} - \frac{1}{\omega} \arcsin\left(\frac{R_3}{r \cos \delta}\right) = \frac{T}{2} - t_1. \quad (3.10)$$

Требования к ОПУ, т. е. требования к скоростям вращения антенны по азимуту и углу места, можно сформулировать, проанализировав скорости изменения соответствующих координат ИСЗ.

Скорость изменения азимутальной координаты — угловая скорость движения ИСЗ по азимуту относительно пункта наблюдения ω_α — находится дифференцированием выражения (3.1) по времени, т. е. $d\alpha/dt = \omega_\alpha$. Модуль нормированной к угловой скорости ИСЗ скорости изменения азимутальной координаты определяется выражением:

$$\left| \frac{\omega_\alpha}{\omega} \right| = \frac{\sin \delta}{1 - \sin^2 \omega t \cos^2 \delta}. \quad (3.11)$$

Рассмотрим некоторые предельные случаи [9].

Если $\delta = 0$, то максимальный угол места $\beta_{\max} = P = 90^\circ$, т. е. ИСЗ проходит через зенит (например, по меридиану, проходящему через пункт наблюдения). Для всех точек траектории, когда $\omega t \neq 90^\circ$, $|\omega_\alpha/\omega| = 0$, поскольку $\sin \delta = 0$, а знаменатель $(1 - \sin^2 \omega t \cos^2 \delta) \neq 0$. В точке $\omega t = 90^\circ$ и числитель, и знаменатель обращаются в ноль. Раскрывая неопределенность по правилу Лопиталя, получаем

$$\lim_{\delta \rightarrow 0} \left| \frac{\omega'_\alpha}{\omega} \right| = \lim_{\delta \rightarrow 0} \frac{\cos \delta}{2 \sin^2 \omega t \sin \delta \cos \delta} \rightarrow \infty. \quad (3.12)$$

Физически это означает, что в случае $\delta = 0$ (ИСЗ проходит через зенит) изменяется только угломестная координата, а азимутальная остается постоянной, т. е. $|\omega_\alpha/\omega| = 0$. В зените скорость ИСЗ по азимуту возрастает до бесконечности, а затем снова $|\omega_\alpha/\omega| = 0$. Это означает, что при сопровождении ИСЗ требуется переброс антенны на 180° за бесконечно малое время. Поскольку скорость движения антенны по координатам всегда ограничена, возникает ошибка сопровождения ИСЗ. Зависимость азимутальной скорости от времени можно представить графиком в виде дельта-функции в точке $\omega t = 90^\circ$.

Если $\delta \neq 0$ (ИСЗ через зенит не проходит), а $\omega t = 90^\circ$, скорость по азимуту равна

$$\left| \frac{\omega_\alpha}{\omega} \right| = \frac{\sin \delta}{1 - \cos^2 \delta} = \frac{1}{\sin \delta}. \quad (3.13)$$

При этих условиях выражение (3.8) соответствует максимальной скорости по азимуту при заданном δ . Расстояние ИСЗ до пункта наблюдения при этом минимально.

Скорость изменения угломестной координаты — угловая скорость движения ИСЗ по углу места относительно пункта наблюдения ω_β — находится дифференцированием по времени выражения (3.2), т. е. $d\beta/dt = \omega_\beta$. Нормированная к ω скорость по углу места равна [9]

$$\left| \frac{\omega_\beta}{\omega} \right| = A \frac{\cos \omega t \cos \delta}{\sqrt{1 - \sin^2 \omega t \cos^2 \delta}} = A \frac{\cos \delta}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \omega t \sin^2 \delta}}, \quad (3.14)$$

$$\text{где } A = \frac{[1 - (R_3 / r) \sin \omega t \cos \delta]}{[1 - 2(R_3 / r) \sin \omega t \cos \delta + (R_3 / r)^2]}.$$

Если $\delta = 0$ (ИСЗ проходит через зенит), а $\omega t \neq 90^\circ$, то

$$\left| \frac{\omega_\beta}{\omega} \right| = \frac{1 - (R_3 / r) \sin \omega t}{1 - 2(R_3 / r) \sin \omega t + (R_3 / r)^2}. \quad (3.15)$$

При $\delta = 0$ и $\omega t = 90^\circ$ угломестная скорость равна

$$\left| \frac{\omega_\beta}{\omega} \right| = \frac{R_3 + h}{R_3}. \quad (3.16)$$

При этих условиях скорость по углу места максимальна, а расстояние между ИСЗ и пунктом наблюдения минимально.

Если $\delta \neq 0$, а $\omega t = 90^\circ$, то $\omega_\beta = 0$, что соответствует достижению ИСЗ максимального угла места, после чего угломестная скорость меняет знак.

Приведенные соотношения позволяют рассчитать законы изменения угловых координат ИСЗ в процессе движения его по орбите, оценить максимальные значения угловых скоростей и тем самым сформулировать требования к характеристикам привода ОПУ.

1.3. Перерывы в связи и стратегия прохождения особых точек

Реально угловые скорости движения антенны по азимуту и углу места ограничены, что может привести к возникновению углового рассогласования между направлением максимума диаграммы направленности и направлением на ИСЗ. При малой ширине диаграммы направленности антенны снижение уровня принимаемого сигнала может быть значительным, что приводит к ухудшению качества связи, либо к ее полному нарушению.

Рассмотрим этот эффект на примере азимутальной плоскости [9]. На рис. 3.3 показано изменение азимута ИСЗ α (кривая B_1B_2) и рассогласований $\Delta\alpha_1$ и $\Delta\alpha_2$ в зависимости от времени для двух стратегий прохождения антенной особых точек (области зенита). Начало координат соответствует $\beta = P$. Момент времени t_1 соответствует выходу ИСЗ из-за горизонта, t_2 — заходу за горизонт ($\beta = 0$). Точки B_1 и B_2 , а также моменты времени t_1 и t_2 соответствуют аналогичным на рис. 3.2.

Пусть скорость вращения антенны по азимуту ограничена значением ω_{Amax} . При обычном сопровождении ИСЗ (стратегия 1) на участке B_1D $\omega_\alpha < \omega_{Amax}$ и рассогласование между азимутом антенны α_A и азимутом ИСЗ α отсутствует, т. е. $\Delta\alpha_1 = \alpha_A - \alpha = 0$. В точке D $\omega_\alpha = \omega_{Amax}$ и далее антенна вращается с постоянной скоростью ω_{Amax} в соответствии с прямой DD' , т. е. $\alpha_A(t) = \alpha(t'_1) + \omega_{Amax}(t - t'_1)$. Прямая DD' является касательной к кривой B_1B_2 в точке D . На участке DE $\omega_\alpha > \omega_{Amax}$ и в точке E снова выполняется условие $\omega_\alpha = \omega_{Amax}$, но расхождение азимутальных координат близко к максимуму, т. е. $|\Delta\alpha_1| = |\alpha_A - \alpha| = \max$. При достаточно большом (относительно ширины диаграммы направленности антенны) значении ошибки $|\Delta\alpha_1|$ возможно нарушение связи из-за снижения уровня принимаемого сигнала.

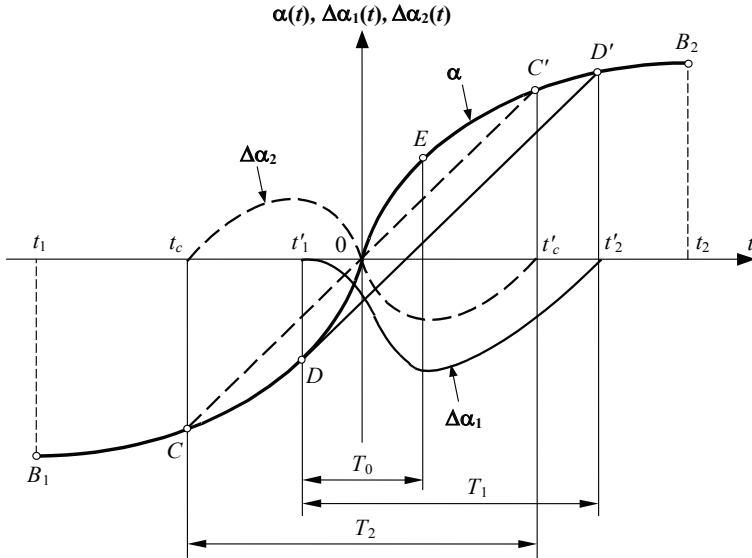


Рис. 3.3. Изменение азимута ИСЗ α и рассогласований $\Delta\alpha_1, \Delta\alpha_2$ в зависимости от времени для двух стратегий прохождения особых точек:

———— стратегия 1; - - - - - стратегия 2

Начиная с точки E $\omega_\alpha < \omega_{A\max}$ и в точке D' , антенна «догоняет» ИСЗ. Для последующего точного сопровождения ИСЗ необходимо в точке D' снизить скорость антенны с $\omega_{A\max}$ до скорости ИСЗ ω_α , при этом на участке $D'B_2$ рассогласование между азимутом антенны α_A и азимутом ИСЗ α отсутствует, т. е. $\Delta\alpha_1 = 0$. Интервал времени T_0 соответствует $\omega_\alpha > \omega_{A\max}$. Интервал времени T_1 соответствует наличию рассогласования, т. е. $\Delta\alpha_1 = \alpha_A - \alpha \neq 0$, и может быть найден решением системы уравнений:

$$\begin{cases} \alpha(t'_1) + \omega_{A\max} T_1 = \alpha(t'_2); \\ t'_2 - t'_1 = T_1; \\ \omega_\alpha(t'_1) = \omega_{A\max}. \end{cases} \quad (3.17)$$

Решить эту систему аналитически достаточно сложно. Для получения результатов могут быть использованы численные методы.

Рассмотрим стратегию 2 [8]. Перенесем прямую DD' параллельно самой себе так, чтобы она проходила через начало координат (прямая CC'). Суть стратегии 2 состоит в следующем. В точке C , где еще $\omega_\alpha < \omega_{A\max}$, необходимо увеличить скорость антенны до $\omega_{A\max}$ (условие параллельности CC' и DD'). При этом антенна начинает «обгонять» ИСЗ и рассогласование $\Delta\alpha_2 = \alpha_A - \alpha$ увеличивается. В момент времени t'_1 скорости сравниваются ($\omega_\alpha = \omega_{A\max}$) и $\Delta\alpha_2$ начинает уменьшаться. Следовательно, на участке CO рассогласование $\Delta\alpha_2 = \alpha_A - \alpha$ положительно, т. е. антенна «обгоняет» ИСЗ. На участке OC' рассогласование $\Delta\alpha_2 = \alpha_A - \alpha$ отрицательно (антенна «отстает» от ИСЗ). Участок DE соответствует $\omega_\alpha > \omega_{A\max}$, а в точке E $\omega_\alpha = \omega_{A\max}$ и, начиная с этого момента времени, $|\Delta\alpha_2|$ уменьшается. На участке EC' $\omega_\alpha < \omega_{A\max}$ и в точке C' $\Delta\alpha_2 = 0$. Для последующего точного сопровождения ИСЗ необходимо в точке C' снизить скорость антенны с $\omega_{A\max}$ до скорости ИСЗ ω_α .

Для реализации стратегии 2 необходимо найти момент времени t_c , в котором требуется увеличить скорость антенны до $\omega_{A\max}$, и момент времени t'_c , в котором требуется снизить скорость антенны до ω_α . Интервал времени T_2 соответствует наличию рассогласования, т. е. $\Delta\alpha_2 = \alpha_A - \alpha \neq 0$ и может быть найден решением системы уравнений, аналогичной (3.17). При этом $T_2 \approx T_1$.

Из графиков рис. 3.3 следует, что максимальное значение $|\Delta\alpha_2|$ меньше максимального значения $|\Delta\alpha_1|$ приблизительно в два раза, поэтому и снижение уровня принимаемого сигнала меньше. Следовательно, при реализации стратегии 2 возможна работа и без нарушения связи.

Для более точного определения времени возможного перерыва в связи необходимо принимать во внимание и другие

факторы, в частности, ограничение по ускорению, а также рассматривать пространственную задачу — учитывать движение по угломестной координате.

2. Описание лабораторной работы

2.1. Программное обеспечение

Программное обеспечение лабораторной работы ориентировано на выполнение трех заданий.

В первом задании исследуются характеристики движения ИСЗ. Рабочее окно задания 1 (рис. 3.4) содержит окна исходных данных, поля графиков и рассчитанных данных. Исходными данными являются высоты орбиты h и максимальный угол места (параметр) P . В поле графиков строятся зависимости азимута α , угла места β и нормированных азимутальной $|\omega_\alpha/\omega|$ и угломестной $|\omega_\beta/\omega|$ скоростей ИСЗ от времени полета. Поле рассчитанных данных включает контрольные моменты времени движения ИСЗ, а также его угловую скорость ω .

Во втором задании исследуется влияние ограничения угловой скорости антенны по азимуту $\omega_{A\max}$ на снижение уровня сигнала. Рабочее окно задания 2 приведено на рис. 3.5. В отличие от рабочего окна задания 1, в поле исходных данных добавлены максимальная угловая скорость антенны по азимуту $\omega_{A\max}$, диаметр антенны D и длина волны λ . В поле графиков строятся зависимости азимутов ИСЗ α и антенны α_A для двух стратегий, рассогласований $\Delta\alpha_1$ и $\Delta\alpha_2$ между азимутами и зависимость уровня сигнала от времени полета ИСЗ. Кроме того, приводится функция аппроксимации ДН антенны вида $(\sin x)/x$. В поле рассчитанных данных добавлен момент времени t'_1 , соответствующий началу отставания антенны от ИСЗ, для стратегии 1.

Файл Лабораторные задания Справка

Азимут

Угол, град

0

Время, с

Угол места

Угол, град

0

Время, с

Азимутальная скорость

Нормированные ед.

0

Время, с

Угломестная скорость

Нормированные ед.

0

Время, с

Построить

P 40 град (45..90)

h 160 км (150..1500)

Момент входа ИСЗ в зону видимости 0 с

Момент выхода ИСЗ из зоны видимости 0 с

Время видимости ИСЗ 0 с

Момент прохождения ИСЗ максимального угла места 0 с

Угловая скорость ИСЗ 0 угл.мин/с

Наклонение орбиты 0 град

P 60 град (45..90)

h 160 км (150..1500)

Момент входа ИСЗ в зону видимости 0 с

Момент выхода ИСЗ из зоны видимости 0 с

Время видимости ИСЗ 0 с

Момент прохождения ИСЗ максимального угла места 0 с

Угловая скорость ИСЗ 0 угл.мин/с

Наклонение орбиты 0 град

P 80 град (45..90)

h 160 км (150..1500)

Момент входа ИСЗ в зону видимости 0 с

Момент выхода ИСЗ из зоны видимости 0 с

Время видимости ИСЗ 0 с

Момент прохождения ИСЗ максимального угла места 0 с

Угловая скорость ИСЗ 0 угл.мин/с

Наклонение орбиты 0 град

Рис. 3.4. Рабочее окно задания 1

Файл Лабораторные задания Справка

Азимут антенны и ИСЗ

Угол, град

0

Время, с

Рассогласование

Угол, град

0

Время, с

Диаграмма направленности

Нормированные ед.

0

Угол, град/100

Уровень сигнала

Нормированные ед.

0

Время, с

P 60 град (45..90)

h 160 км (150..1500)

Θ_{max} 60 угл.мин/с (1..99)

D 12 м (1..99)

λ_c 0.0256 м (0.01..0.03)

D/λ_c 0

Построить

Момент входа ИСЗ в зону видимости 0 с

Момент выхода ИСЗ из зоны видимости 0 с

Время видимости ИСЗ 0 с

Момент прохождения ИСЗ максимального угла места 0 с

Угловая скорость ИСЗ 0 угл.мин/с

Момент начала отставания ОПУ от ИСЗ 0 с

Обозначения

ИСЗ —

ОПУ (стратегия 1) —

ОПУ (стратегия 2) —

ДН антенны —

Рис. 3.5. Рабочее окно задания 2

В третьем задании находится минимально допустимое значение максимальной угловой скорости антенны ω_{Amax} при заданном допустимом снижении уровня сигнала. Рабочее окно задания 3 (рис. 3.6) незначительно отличается от аналогичного для задания 2: добавлены кнопка «Расчет минимально допустимой скорости ОПУ» и окно задания допустимого минимального уровня сигнала. В поле рассчитанных данных добавлены требуемые максимальная угловая скорость антенны ω_{Amax} и допустимое снижение уровня сигнала для двух стратегий. При проверке достоверности полученных результатов по снижению уровня сигналов для двух стратегий значения ω_{Amax} могут быть занесены двойным нажатием левой клавиши мыши на соответствующей строке ω_{Amax} из поля рассчитанных данных.

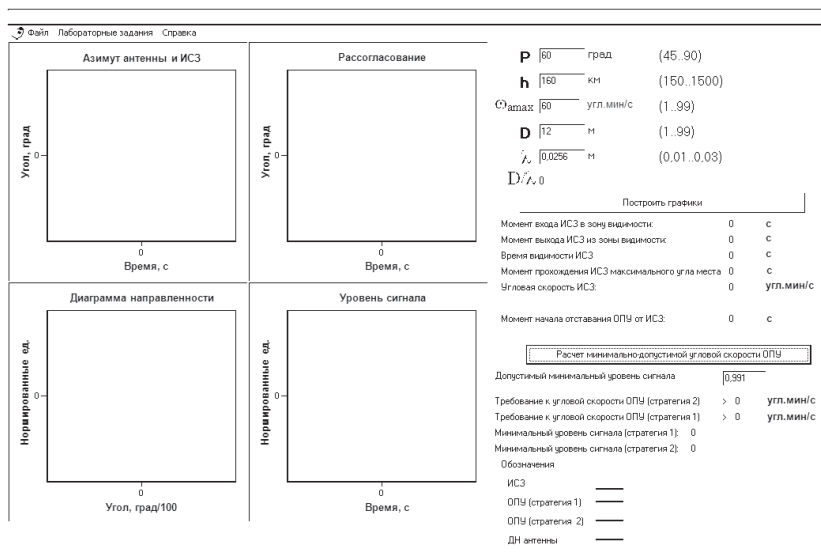


Рис. 3.6. Рабочее окно задания 3

2.2. Руководство пользователя

После запуска программы на экране отобразится заставка с названием лабораторной работы. Далее автоматически откроется главное окно программы. Окно содержит строку меню, имеющую следующую структуру:

Файл

- Выход

Лабораторные задания

- Задание 1
- Задание 2
- Задание 3

Справка

Руководство пользователя

О программе

Для перехода к справочной информации об управлении программой, теоретическим сведениям или порядку выполнения лабораторной работы необходимо выбрать пункт меню «Руководство пользователя». Пункт меню «О программе» предоставляет техническую информацию о программе (версия, разработчик). Непосредственное выполнение лабораторных заданий выбирается пунктами меню «Задание 1», «Задание 2» или «Задание 3». Для завершения работы с приложением выберется пункт меню «Выход».

3. Расчетное задание

1. Рассчитать угловую скорость движения ИСЗ ω (в угл.мин/с) для диапазона высот орбиты в пределах $150 \div 1500$ км. Построить график.

2. Рассчитать и построить зависимость угла δ от параметра P для высоты орбиты системы Iridium.

4. Задание на лабораторные исследования

4.1. Исследование характеристик движения ИСЗ

1. Задать три варианта комбинаций параметров: высоту орбиты h в пределах $150 \div 1500$ км и максимальный угол места P в пределах $10 \div 90$ град. Запустить построение графиков.

2. Снять зависимости максимальных значений угловых скоростей по азимуту и углу места, а также соответствующих им моментов времени от высоты орбиты h при постоянном значении параметра P .

3. Снять зависимости максимальных значений угловых скоростей по азимуту и углу места, а также соответствующих им моментов времени от параметра P при постоянном значении высоты орбиты h .

Примечание:

- ◇ при каждом наборе значений P и h необходимо фиксировать значение угловой скорости ИСЗ ω из поля рассчитанных данных;
- ◇ отсчеты максимальных значений угловых скоростей производятся по графикам с использованием режима электронной лупы (см. пункт меню «Справка» → «Руководство пользователя»).

4.2. Исследование влияния ограничения угловой скорости антенны на снижение уровня сигнала.

1. Для двух стратегий снять зависимости максимального расогласования и соответствующего ему момента времени от высоты орбиты h при постоянном значении параметра P . Значение $\omega_{A\max}$ выбрать по результатам выполнения задания 1, $D = 5,5$ м, $\lambda = 5$ см.

2. Для двух стратегий снять зависимости минимального уровня сигнала и соответствующего ему момента времени от пара-

метра P при постоянном значении высоты орбиты h . Значения $\omega_{A\max}$, D и λ взять такими же, как и в пункте 1.

3. Пункты 1 и 2 повторить для $D = 2,5$ м.

4.3. Нахождение максимальной угловой скорости антенны при допустимом снижении уровня сигнала

1. Для двух стратегий снять зависимость минимально допустимой максимальной угловой скорости антенны $\omega_{A\max}$ от допустимого снижения уровня сигнала. Параметры орбиты h и P выбрать самостоятельно по результатам выполнения задания 2, задать $D = 5,5$ м, $\lambda = 5$ см.

2. Задавая какие-либо из полученных значений $\omega_{A\max}$, построить соответствующие графики, указанные в поле графиков, и убедиться в достоверности полученных результатов. Сравнить результаты, полученные для двух стратегий.

3. Пункты 1 и 2 из 4.3 повторить для $D = 2,5$ м.

5. Требования к отчету

1. Отчет должен содержать цель работы и краткое описание методики проведения эксперимента.

2. Результаты расчетного задания и экспериментальных исследований должны быть представлены и таблицами, и графиками.

3. Во всех пунктах как расчетных, так и лабораторных заданий угловые величины должны быть приведены в град. или в угл.мин (не в радианах).

4. Результаты измерений, полученные в нормированных к ω единицах, должны быть разнормированы.

5. Полученные результаты для моментов времени необходимо перевести в значения ωt (в град.).

При формулировании выводов необходимо руководствоваться общими требованиями, изложенными в «Предисловии» (с. 6–7).

6. Контрольные вопросы

1. Дайте сравнительную характеристику известных вам типов двухосных ОПУ.

2. В чем отличие ориентации осей ЭКВ и АЗ-УМ типов подвесок?

3. При каких условиях справедливы приведенные расчетные формулы?

4. В каких случаях и почему при нахождении зависимостей угловых координат ИСЗ от времени можно пренебречь вращением Земли?

5. Изобразите качественно зависимости угловых координат и угловых скоростей ИСЗ по азимуту и углу места от времени.

6. Зависит ли азимутальная координата ИСЗ от высоты орбиты?

7. От каких параметров орбит зависят максимальные значения угловых скоростей ИСЗ по азимуту и углу места?

8. В чем состоит особенность сопровождения ИСЗ при прохождении его через направление неподвижной оси ОПУ?

9. Дайте определение понятию «мертвые зоны».

10. От каких параметров ОПУ зависит угловой размер «мертвой» зоны?

11. К чему приводит наличие «мертвых зон»?

12. Дайте сравнительную характеристику азимутально-угломестных и двуугломестных ОПУ по параметрам «мертвых зон».

13. В чем состоит преимущество стратегии прохождения особых точек с ускорением антенны?

Список библиографических ссылок

1. Невдяев Л. М., Смирнов А. А. Персональная спутниковая связь. — М. : «Эко-Трендз Ко», 1998. — 216 с.
2. Чернявский Г. М., Бартенев В. А. Орбиты спутников связи. — М. : Связь, 1978. — 240 с.
3. Проект «Иридиум» — первый опыт организации системы глобальной беспроводной связи [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.telesputnik.ru/archive/24/article/34.html>. (Дата обращения: 04.09.2018).
4. Дмитриев С. Н. Исследование характеристик низкоорбитальных группировок ИСЗ : методические указания к лабораторной работе. — Екатеринбург : ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2010. — 30 с.
5. Дмитриев С. Н. Системы спутниковой связи [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://study.urfu.ru/Aid/ViewFiles/6621>. (Дата обращения: 04.09.2018).
6. Globalstar: спутниковая система персональной связи [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.hardline.ru/9/70/869/.htm> (дата обращения: 04.09.2018).
7. О системе Globalstar [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.sat-tech.ru/about-globalstar.html>. (Дата обращения: 04.09.2018).
8. Покрас А. М., Цирлин В. М., Кудяров Г. Н. Системы наведения антенн земных станций спутниковой связи. — М. : Связь, 1978. — 152 с.
9. Дмитриев С. Н., Ухов А. Д. Исследование характеристик азимутально-угломестных опорно-поворотных устройств : методические указания к лабораторной работе. — Екатеринбург : ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2010. — 25 с.

Содержание

Список сокращений.....	3
Предисловие.....	5
Лабораторная работа № 1. Исследование характеристик высокоэллиптических наклонных орбит	8
Лабораторная работа № 2. Исследование характеристик низкоорбитальных группировок ИСЗ.....	29
Лабораторная работа № 3. Исследование характеристик азимутально-угломестных опорно-поворотных устройств	54
Список библиографических ссылок	74

Учебное издание

Дмитриев Сергей Николаевич

СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Редакторы О. В. Протасова, И. Ю. Плотникова
Корректор А. А. Трофимова
Верстка Е. В. Ровнушкиной

Подписано в печать 26.03.2019. Формат 60×84 1/16.
Бумага писчая. Цифровая печать. Усл. печ. л. 4,42.
Уч.-изд. л. 3,5. Тираж 40 экз. Заказ 64.

Издательство Уральского университета
Редакционно-издательский отдел ИПЦ УрФУ
620049, Екатеринбург, ул. С. Ковалевской, 5
Тел.: 8 (343) 375-48-25, 375-46-85, 374-19-41
E-mail: rio@urfu.ru

Отпечатано в Издательско-полиграфическом центре УрФУ
620083, Екатеринбург, ул. Тургенева, 4
Тел.: 8 (343) 358-93-06, 350-58-20, 350-90-13
Факс: 8 (343) 358-93-06
<http://print.urfu.ru>



ДМИТРИЕВ СЕРГЕЙ НИКОЛАЕВИЧ

Кандидат технических наук, доцент, работает в должности доцента департамента радиоэлектроники и связи ИРИТ-РТФ. Автор более 100 научных и учебно-методических работ.

Область научных интересов: повышение эффективности радиоэлектронных систем захвата и сопровождения космических аппаратов, адаптация в гибридных зеркальных антеннах.